



Universidad
Carlos III de Madrid

Departamento de Mecánica de Medios Continuos y
Teoría de Estructuras

PROYECTO FIN DE CARRERA

**DESARROLLO DE MODELOS
SIMPLIFICADOS PARA EL ESTUDIO DE
ESTRUCTURAS DE NIDO DE ABEJA A
COMPRESIÓN**

Autor: Aarón Vicente Marqués.

Tutor: Carlos Santiuste Romero

Leganés, julio de 2010.

Título: Desarrollo de modelos numéricos para el estudio de estructuras de nido de abeja a compresión.

Autor: Aarón Vicente Marqués.

Director: Carlos Santiuste Romero.

EL TRIBUNAL

Presidente: _____

Vocal: _____

Secretario: _____

Realizado el acto de defensa y lectura del Proyecto Fin de Carrera el día __ de _____ de 20__ en Leganés, en la Escuela Politécnica Superior de la Universidad Carlos III de Madrid, acuerda otorgarle la CALIFICACIÓN de

VOCAL

SECRETARIO

PRESIDENTE

Resumen.

Los materiales compuestos y en especial los compuestos de tipo sándwich, están siendo cada vez más importantes en casi cualquier sector industrial debido a sus excelentes propiedades, destacando principalmente su bajo peso y su alta resistencia. Por contra su diseño resulta en ocasiones complejo. En la actualidad existen varios modelos analíticos y numéricos que pueden aplicarse en estructuras sándwich con núcleo de panel de nido de abeja, sin embargo, su aplicación es tediosa y no es posible utilizarlos en aplicaciones industriales. Por todo lo mencionado, resultaría útil la existencia de un modelo analítico o numérico que permita predecir el comportamiento de estos materiales, aportando resultados aproximados con la rapidez y flexibilidad que requiere el sector industrial.

Durante este Proyecto se ha estudiado un modelo analítico tomado de la literatura para núcleos de nido de abeja de aluminio sometidos a compresión. Este modelo se basa en el fallo por fluencia plástica del material y aporta soluciones sencillas para el cálculo de la resistencia de dichos compuestos. Por otro lado se ha desarrollado otro modelo analítico pensado, en principio, para núcleos de nido de abeja de materiales con un comportamiento frágil, como el Nomex®, materiales cuyo fallo a compresión se produzca por pandeo. Además, se ha implementado un modelo numérico sencillo en un software de cálculo basado en elementos finitos; que aporte resultados aproximados sobre la resistencia de núcleos de nido de abeja sometidos a compresión.

Todos los modelos desarrollados, se han aplicado a casos publicados en la literatura científica para validar su eficacia. Tras analizar los resultados obtenidos, se ha determinado para cada modelo dentro de que parámetros del panel de nido de abeja tiene validez su aplicación.

Palabras clave: materiales compuestos, estructuras sándwich, modelización analítica, método de los elementos finitos.

Abstract.

The application of composite materials and sandwich structures in several industrial sectors is increasing due to their excellent ratio between mechanical properties (stiffness and strength) and weight. Nevertheless, the design of sandwich structures becomes a complex procedure. There are several analytical models and numerical tools that can be applied to honeycomb cored sandwich structures, however, their use in industrial applications is limited by the scientific expertise required. According to these problems, the development of simplified analytical or numerical models can be a useful tool to predict the behaviour of honeycomb panels, reporting approximated results with the flexibility and the low computation time that the industrial sector requires.

In this project, an analytical model taken from the literature was applied to the study of the crushing behaviour of aluminium honeycomb cores. This model is based on the material plastic yield and provides accurate results in the prediction of aluminium honeycomb strength. A new analytical model was developed to predict the failure of honeycomb cores made of fragile materials as Nomex[®], evaluating the crushing failure by a buckling study. In addition to the analytical model a numerical model based on the finite element method was applied to the analysis of the crushing strength of honeycomb cores.

These models were validated by the comparison with experimental tests taken from the scientific literature. The analysis of the results leded to the determination of the honeycomb parameters that provide accurate results for each model.

Keywords: Composite materials, Sandwich structures, Analytical model, Finite element method



Índice de Contenido.

Capítulo. 1. Introducción.

Pág. 1

➤ 1.1. Motivación.

Pág. 1

➤ 1.2. Objetivos.

Pág. 3

➤ 1.3. Contenido del Proyecto.

Pág. 4

Capítulo. 2. Antecedentes.

Pág. 5

➤ 2.1. Introducción.

Pág. 5

➤ 2.2. Materiales compuestos.

Pág. 7

➤ 2.3. Clasificación de los materiales compuestos.

Pág. 9

○ 2.3.1. Clasificación por el tipo de matriz.

Pág. 10

▪ 2.3.1.1. Matriz metálica.

Pág. 10

▪ 2.3.1.2. Matriz cerámica.

Pág. 13

▪ 2.3.1.3. Matriz polimérica.

Pág. 15

○ 2.3.2. Clasificación por tipología.

Pág. 14

▪ 2.3.2.1. Compuestos laminares.

Pág. 20

➤ 2.4. Estructuras Sándwich.

Pág. 22

○ 2.4.1. Panel de nido de abeja o honeycomb.

Pág. 27

○ 2.4.2. Aluminio.

Pág. 32

○ 2.4.3. Nomex®.

Pág. 37

➤ 2.5. Procesos de fabricación.

Pág. 40

○ 2.5.1. Moldeo por contacto. Laminación manual.

Pág. 40

○ 2.5.2. Moldeo por inyección simultánea.

Pág. 42

○ 2.5.3. Moldeo a vacío o a presión de aire.

Pág. 43

○ 2.5.4. Moldeo por enrollamiento.

Pág. 44

○ 2.5.5. Moldeo por centrifugación.

Pág. 45

○ 2.5.6. Estratificación continua.

Pág. 46

○ 2.5.7. Moldeo por compresión.

Pág. 46

○ 2.5.8. Estampación de plásticos reforzados.

Pág. 48

○ 2.5.9. Moldeo por inyección.

Pág. 48

○ 2.5.10. Moldeo por pultrusión.

Pág. 49

➤ 2.6. Método de los elementos finitos.

Pág. 50

○ 2.6.1. ABAQUS.

Pág. 57



Capítulo. 3. Modelización Analítica.

Pag.59

➤ 3.1. Modelo de Wierzbicky.	Pág. 61
○ 3.1.1. Introducción.	Pág. 61
○ 3.1.2. Modelo de colapso global.	Pág. 62
○ 3.1.3. Velocidad de deformación y campo de velocidades.	Pág. 65
○ 3.1.4. Energía plástica de disipación.	Pág. 69
○ 3.1.5. Cálculo de la fuerza de aplastamiento.	Pág. 72
○ 3.1.6. Efecto del endurecimiento por deformación.	Pág. 74
➤ 3.2. Moldeo de pandeo.	Pág. 77
○ 3.2.1. Introducción.	Pág. 77
○ 3.2.2. Ecuación para la fuerza máxima.	Pág. 78

Capítulo. 4. Modelo Numérico.

Pag.84

➤ 4.1. Introducción.	Pág. 84
➤ 4.2. Definición de la geometría del modelo.	Pág. 84
○ 4.2.1. Geometría del núcleo.	Pág. 84
➤ 4.3. Propiedades del material.	Pág. 87
➤ 4.4. Ensamblaje del núcleo.	Pág. 91
➤ 4.5. Módulo Step.	Pág. 92
➤ 4.6. Interacciones.	Pág. 96
➤ 4.7. Cargas y restricciones.	Pág. 97
➤ 4.8. Mallado.	Pág. 99
➤ 4.9. Job o espacio de trabajo.	Pág. 104
➤ 4.10. Visualización de los resultados.	Pág. 105

Capítulo. 5. Estudio Analítico y Numérico.

Pag.107

➤ 5.1. Introducción.	Pág. 107
➤ 5.2. Casos de estudio.	Pág. 107
○ 5.2.1. Aluminio 5052.	Pág. 107
▪ 5.2.1.1. Modelo analítico de Wierzbicky.	Pág. 109
▪ 5.2.1.2. Modelo analítico de Pandeo.	Pág. 110
▪ 5.2.1.3. Modelo numérico.	Pág. 111
▪ 5.2.1.4. Resumen de resultados.	Pág. 117



○ 5.2.2. Aluminio 5054.	Pág. 117
▪ 5.2.2.1. Modelo analítico de Wierzbicky.	Pág. 118
▪ 5.2.2.2. Modelo analítico de Pandeo.	Pág. 119
▪ 5.2.2.3. Modelo numérico.	Pág. 120
▪ 5.2.2.4. Resumen de resultados.	Pág. 125
○ 5.3.2. Nomex®.	Pág. 125
▪ 5.2.2.1. Modelo analítico de Wierzbicky.	Pág. 127
▪ 5.2.2.2. Modelo analítico de Pandeo.	Pág. 128
▪ 5.2.2.3. Modelo numérico.	Pág. 128
▪ 5.2.2.4. Resumen de resultados.	Pág. 133

Capitulo. 6. Análisis de Resultados.	Pag.134
---	---------

➤ 6.1. Introducción.	Pág.134
➤ 6.2. Aluminio 5052.	Pág.134
➤ 6.3. Aluminio 5054.	Pág.137
➤ 6.4. Nomex®.	Pág.139

Capitulo. 7. Conclusiones y trabajos futuros.	Pag.141
--	---------

➤ 7.1. Conclusiones.	Pág.141
➤ 7.2. Trabajos Futuros.	Pág.142.

Capitulo. 8. Presupuesto.	Pag.143
----------------------------------	---------

Bibliografía.	Pag.145
----------------------	---------



Índice de Figuras.

➤ Figura. 1.1. Elementos del A-380 fabricados con fibra de carbono.	Pág. 1
➤ Figura. 1.2. Elementos un avión fabricados de materiales compuestos.	Pág. 2
➤ Figura. 2.1. Importancia de distintos materiales en la ingeniería a lo largo del tiempo.	Pág. 5
➤ Figura. 2.2. Porcentaje de materiales compuestos empleados por airbus a lo largo de la historia.	Pág. 6
➤ Figura. 2.3. Modelo de Airbus A-380.	Pág. 7
➤ Figura. 2.4. Avión de combate Lockheed F-117 fabricado a base de materiales compuestos.	Pág. 9
➤ Figura. 2.5. Chasis de vehículo fabricado con MMC.	Pág. 10
➤ Figura. 2.6. Tipos de refuerzos en una matriz de un material compuesto.	Pág. 11
➤ Figura. 2.7. Motor fabricado con materiales compuestos de matriz cerámica.	Pág. 14
➤ Figura. 2.8. Herramientas de corte fabricada con materiales cerámicos reforzados.	Pág. 14
➤ Figura. 2.9. Principales materiales de matriz plástica empleados en la industria aeronáutica.	Pág. 15
➤ Figura. 2.10. Carrocería de un automóvil fabricado a base de aluminio y compuestos reforzados con fibra de carbono.	Pág. 16
➤ Figura. 2.11. Estructura polimérica del polímero Kevlar.	Pág. 17
➤ Figura. 2.12. Resistencia a la tracción frente a deformación de las principales fibras empleadas para refuerzos en matrices plásticas.	Pág. 17
➤ Figura. 2.13. Comparación de la resistencia y la rigidez frente a la densidad de varias fibras reforzantes.	Pág. 18
➤ Figura. 2.14. Laminado de fibra de carbono.	Pág. 20
➤ Figura. 2.15. Distribución de capas 0/90/+45/-45.	Pág. 21
➤ Figura. 2. 16. Componentes de una estructura tipo sándwich.	Pág. 22
➤ Figura. 2.17. Nido de abeja de Nomex® (izquierda) y de Aluminio (derecha).	Pág. 23
➤ Figura. 2. 18. F-16, Avión militar con componentes estructurales sándwich.	Pág. 25
➤ Figura. 2. 19. Paneles para aislamientos frigoríficos tipo sándwich.	Pág. 25
➤ Figura. 2.20. Estructura sándwich sometida a flexión.	Pág. 26
➤ Figura. 2.21. Proceso de expansión para la obtención de núcleos de nido de abeja.	Pág. 28
➤ Figura. 2.22 Proceso de corrugado para la fabricación de núcleos de nido de abeja.	Pág. 28
➤ Figura. 2.23. Curvas tensión-deformación y carga-deformación de materiales de panel de abeja.	Pág. 30
➤ Figura. 2. 24. Producción de aluminio en una celda electrolítica.	Pág. 32
➤ Figura. 2.25. Biela fabricada de aluminio.	Pág. 33
➤ Figura. 2.26. Manufactura del aluminio.	Pág. 35
➤ Figura. 2. 27. Efecto del litio sobre la rigidez y densidad de las aleaciones de aluminio.	Pág. 36
➤ Figura. 2.28. Elementos automotrices fabricados de aleaciones de aluminio.	Pág. 37



➤ Figura. 2.29. Núcleo de nido de abeja de Nomex®.	Pág. 38
➤ Figura. 2.30. Composición de la molécula de Nomex®.	Pág. 38
➤ Figura. 2.31. Moldeo por contacto manual.	Pág. 41
➤ Figura. 2.32. Moldeo por inyección simultánea.	Pág. 42
➤ Figura. 2.33. Moldeo al vacío (izquierda) y por presión (derecha).	Pág. 43
➤ Figura. 2.34. Moldeo por enrollamiento.	Pág. 44
➤ Figura. 2. 35. Moldeo por centrifugación.	Pág. 45
➤ Figura. 2.36. Estratificación continua.	Pág. 46
➤ Figura. 2.37. Moldeo por compresión.	Pág. 47
➤ Figura. 2.38. Estampación de plásticos reforzados.	Pág. 48
➤ Figura. 2.39. Moldeo por inyección.	Pág. 49
➤ Figura. 2.40. Moldeo por pultrusión.	Pág. 49
➤ Figura. 2.41. Método de los elementos finitos.	Pág. 53
➤ Figura. 2.42. Análisis de elementos finitos aplicado al cálculo de la estructura de un automóvil.	Pág. 56
➤ Figura. 2.43. Análisis de una viga mediante un software de elementos finitos.	Pág. 57
➤ Figura. 3.1. Estructura celular hexagonal como intersección de placas simples.	Pág. 62
➤ Figura. 3. 2. Panel plegado típico compuesto por dos elementos en ángulo.	Pág. 62
➤ Figura. 3.3. Mecanismo de plegado con rotura parcial de una articulación.	Pág. 63
➤ Figura. 3.4. Mecanismo de plegado con un eje conjunto.	Pág. 63
➤ Figura. 3.5. Posición de la línea AB del material en una deformación extensional y no extensional de un elemento angular.	Pág. 64
➤ Figura. 3.6. Geometría global del modo de plegado.	Pág. 64
➤ Figura. 3. 7. Forma admisible cinemáticamente del “mecanismo de plegado típico”.	Pág. 66
➤ Figura. 3.8. Fraccionamiento de una línea de plegado horizontal en dos bisagras.	Pág. 66
➤ Figura. 3.9. Campo de velocidades en su sistema de coordenadas globales.	Pág. 67
➤ Figura. 3.10. Campo de velocidades en un sistema de coordenadas convectivas.	Pág. 68
➤ Figura. 3.11. Flujo plástico radial de una lamina delgada metálica sobre una superficie toroidal.	Pág. 68
➤ Figura. 3.12. Características típicas fuerza-deformación de la compresión del panel nido de abeja.	Pág. 72
➤ Figura. 3.13. Dimensiones de una celda.	Pág. 75
➤ Figura. 3.14. Curvas carga-desplazamiento de núcleos de aluminio sometidos a compresión.	Pág. 77
➤ Figura. 3.15. Esquema de la unión de tres celdillas en el panel de abeja.	Pág. 78
➤ Figura. 3.16. Circulo de Mohr del problema.	Pág. 79
➤ Figura. 3.17. División en triángulos equiláteros de una celdilla.	Pág. 81
➤ Figura. 3.18. División de la estructura de nido de abeja.	Pág. 82



➤ Figura. 4.1. Botón “Create a part” de ABAQUS.	Pág. 85
➤ Figura. 4.2. Creación de la base del panel de nido de abeja para la posterior extrusión.	Pág. 86
➤ Figura. 4.3. Panel de abeja extruido.	Pág. 86
➤ Figura. 4.4. Definición del material, densidad.	Pág. 87
➤ Figura. 4.5. Propiedades elásticas del material.	Pág. 88
➤ Figura. 4. 6. Definir una sección.	Pág. 89
➤ Figura. 4. 7. Zonas de espesor doble en el núcleo.	Pág. 90
➤ Figura. 4.8. Zonas de espesor simple en el núcleo.	Pág. 90
➤ Figura. 4.9. Ensamblaje del Núcleo.	Pág. 91
➤ Figura. 4.10. Definición del tiempo de simulación.	Pág. 92
➤ Figura. 4.11. Ubicación de los botones “Create Field Output” y “Create Hostory Output”.	Pág. 93
➤ Figura. 4.12. Field Output.	Pág. 94
➤ Figura. 4.13. History Output.	Pág. 95
➤ Figura. 4.14. Propiedades de la Interacción.	Pág. 96
➤ Figura. 4. 15. “Create Constraint”.	Pág. 97
➤ Figura. 4.16. Condición de Desplazamiento.	Pág. 97
➤ Figura. 4.17. Restricción de pandeo lateral del núcleo.	Pág. 98
➤ Figura. 4.18. Empotramiento de la parte inferior del núcleo.	Pág. 99
➤ Figura. 4.19. Comandos empleados para el mallado en ABAQUS.	Pág. 100
➤ Figura. 4.20. Comando “Seed Part Instance”.	Pág. 101
➤ Figura. 4.21. Comando “Assing Element Type”.	Pág. 102
➤ Figura. 4.22. Mallado final del modelo.	Pág. 102
➤ Figura. 4.23. Selección del desplazamiento del nodo.	Pág. 103
➤ Figura. 4.24. Resultado final al desplazar un nodo.	Pág. 103
➤ Figura. 4.25. Modulo “Job” en ABAQUS.	Pág. 104
➤ Figura. 4.26. “Edit Job” y “Job Manager”.	Pág. 105
➤ Figura. 4.27. Principales botones del Modulo “Visualization” en ABAQUS.	Pág. 106
➤ Figura. 5.1. Núcleo de abeja de aluminio.	Pág. 107
➤ Figura. 5. 2. Geometría de la unidad celular del núcleo de nido de abeja.	Pág. 108
➤ Figura. 5.3. Curva Tensión deformación de un núcleo de nido de abeja.	Pág. 109
➤ Figura. 5.6. Condiciones de Contorno.	Pág. 112
➤ Figura. 5.7. Mallado final del modelo.	Pág. 113
➤ Figura. 5.8. Desplazamiento de un nodo.	Pág. 113
➤ Figura. 5.9. Modulo “Visualization”.	Pág. 114
➤ Figura. 5.10. Núcleo en el proceso de aplastamiento para un tiempo intermedio.	Pág. 115
➤ Figura. 5.11. Núcleo en el final del proceso de aplastamiento.	Pág. 116



➤ Figura. 5.12. Curva Fuerza-desplazamiento para el aluminio 5054.	Pág. 117
➤ Figura. 5.13. Núcleo de aluminio antes de la extrusión.	Pág. 121
➤ Figura. 5.15. Desplazamiento del punto de referencia.	Pág. 122
➤ Figura. 5.16. Desplazamiento de uno de los nodos.	Pág. 122
➤ Figura. 5.17. Aplastamiento del núcleo en la fase inicial.	Pág. 123
➤ Figura. 5.18. Aplastamiento del núcleo para un instante intermedio del proceso.	Pág. 123
➤ Figura. 5.19. Aplastamiento del núcleo al finalizar el proceso.	Pág. 124
➤ Figura. 5.20. Curva Fuerza-tiempo para el núcleo de aluminio 5054.	Pág. 125
➤ Figura. 5.21. Típico núcleo de Nomex®.	Pág. 126
➤ Figura. 5.22. Definición del Desplazamiento.	Pág. 130
➤ Figura. 5.23. Mallado final del núcleo de Nomex®.	Pág. 131
➤ Figura. 5.24. Desplazamiento de uno de los nodos.	Pág. 132
➤ Figura. 5.25. Fase inicial de la compresión.	Pág. 132
➤ Figura. 5.26. Fase intermedia del proceso de aplastamiento.	Pág. 133
➤ Figura. 5.27. Fase final de la compresión.	Pág. 133
➤ Figura. 5.28. Curva Fuerza-tiempo para el núcleo de Nomex®.	Pág. 134
➤ Figura. 6.1. Ensayo de compresión de un núcleo de nido de abeja de aluminio	Pág.135
➤ Figura. 6.2. Curva Carga-Desplazamiento obtenida de los resultados experimentales.	Pág.136
➤ Figura. 6.3. Curva Fuerza-Desplazamiento para el aluminio 5054.	Pág. 138



Índice de Tablas.

➤ Tabla. 2.1. Distintas propiedades del Aluminio, Magnesio y Titanio.	Pág. 11
➤ Tabla. 2.2. Efecto de los distintos tipos de refuerzo sobre las matrices en materiales MMC.	Pág. 12
➤ Tabla. 2.3. Comparación de distintas propiedades de fibras reforzantes para matrices poliméricas.	Pág. 16
➤ Tabla. 2.4. Distintas propiedades de matrices poliméricas.	Pág. 19
➤ Tabla. 2.5. Principales materiales empleados para estructuras sándwich.	Pág. 24
➤ Tabla. 2.6. Propiedades del material sándwich con el aumento del espesor.	Pág. 27
➤ Tabla. 2.7. Algunas configuraciones típicas de panel de abeja.	Pág. 29
➤ Tabla. 2.8. Efecto de los mecanismos de endurecimiento en el aluminio y en sus aleaciones.	Pág. 33
➤ Tabla. 3.1. Aproximación del diagrama tensión-deformación mediante (3.35).	Pág. 75
➤ Tabla. 4.1. Resultados del "Field Output".	Pág. 94
➤ Tabla. 4.2. Resultados del "History Output".	Pág. 95
➤ Tabla. 5.1. Datos del núcleo de aluminio 5052.	Pág. 108
➤ Tabla. 5.2. Resumen de los resultados obtenidos para el aluminio 5052.	Pág. 117
➤ Tabla. 5.3. Datos del núcleo de aluminio 5054.	Pág. 118
➤ Tabla. 5.4. Resumen de resultados para el aluminio 5054.	Pág. 126
➤ Tabla. 5.5. Datos del Núcleo de Nomex®.	Pág. 127
➤ Tabla. 5.6. Propiedades del Nomex® definidas en ABAQUS.	Pág. 130
➤ Tabla. 5.7. Resumen de resultados para el aluminio 5054.	Pág. 134
➤ Tabla. 6.1. Resultados experimentales medios.	Pág. 136
➤ Tabla. 6.2. Resumen de todos los resultados para el aluminio 5052.	Pág. 137
➤ Tabla. 6.3. Resultados experimentales para el aluminio 5054.	Pág. 139
➤ Tabla. 6.4. Resumen de todos los resultados para el aluminio 5054.	Pág. 139
➤ Tabla. 6.5. Resultados experimentales para el Nomex®.	Pág. 140
➤ Tabla. 6.6. Resumen de todos los resultados para el Nomex®.	Pág. 141

CAPITULO. 1. Introducción.

1.1. Motivación.

Los materiales compuestos han ido adquiriendo, en los últimos años, un gran protagonismo tanto a nivel industrial como a niveles más próximos a la vida cotidiana, pasando de jugar un papel secundario en determinados sectores a ser un factor decisivo en la fabricación y producción de numerosos productos actuales.

Su desarrollo vino en gran medida impulsado por la industria aeronáutica y aeroespacial (Figura.1.1). El gran presupuesto manejado por estos sectores hizo que se avanzara enormemente en el conocimiento y en la reducción de los costes de producción de estos materiales.

En las citadas industrias el uso y desarrollo de los materiales compuestos era y es esencial para la construcción de muchos de los componentes que conforman los aviones y vehículos espaciales; debido principalmente a la necesidad de conseguir materiales muy ligeros a la vez que resistentes.

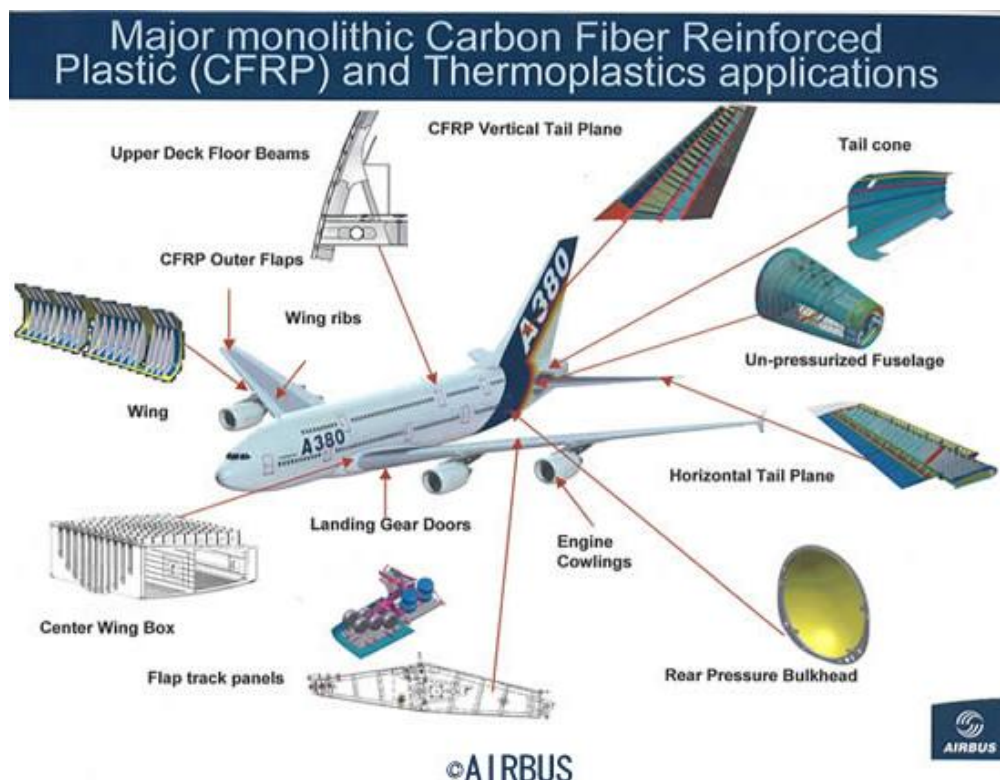


Figura. 1.1. Elementos del A-380 fabricados con fibra de carbono.

Pero, posteriormente, y como se ha mencionado en párrafos anteriores, los materiales compuestos se fueron extendiendo a otros sectores cada vez más generalizados; debido, claro está a la reducción de los costes de producción de los mismos.

Existen diversos tipos de materiales compuestos, siendo los laminados los más habituales. Estos están formados por el apilamiento de varias láminas de matriz polimérica reforzadas con fibras de alta resistencia, como es el caso de la fibra de vidrio, de carbono o de aramida.

Las fibras de aramida han llegado a ser uno de los materiales más empleados en la industria aeronáutica, aeroespacial e incluso en la automovilística. Todo ello debido, a sus excelentes propiedades mecánicas, su baja densidad y su buen comportamiento ante el fuego.

Dentro de este tipo de materiales se destacan los que presentan estructura sándwich. Estos se componen de un núcleo de un material ligero, presentando distintas geometrías, recubierto de láminas o pieles de un material resistente y rígido. La finalidad de la matriz o núcleo, es separar las dos pieles con un mínimo aumento de peso y aumentar el momento de inercia, obteniéndose de esta forma un comportamiento mejor a flexión. Entre los materiales sándwich se destacan los que presentan núcleo de nido de abeja, fabricados de aluminio o Nomex®.

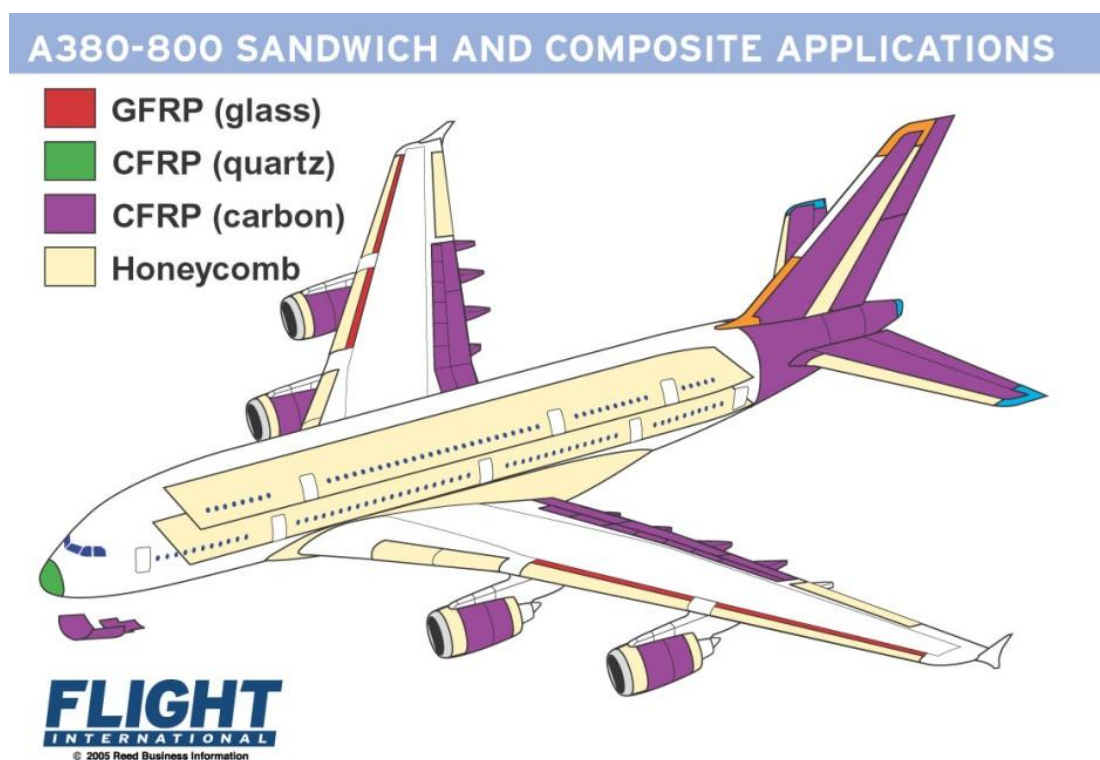


Figura. 1.2. Elementos un avión fabricados de materiales compuestos.

Para realizar el diseño de cualquier material compuesto laminado es necesario conocer profundamente su comportamiento, tanto del material, como de la estructura en su conjunto frente a distintos tipos de cargas a los que puede ser sometido durante su servicio. Los compuestos, de forma general, presentan un buen comportamiento ante esfuerzos en su plano, ya sean estáticos o dinámicos, ya que su diseño se enfoca en el comportamiento frente a estas sollicitaciones. En cambio presentan problemas frente a cargas perpendiculares a su plano, principalmente impactos.

A la hora de diseñar un elemento estructural se debe realizar un minucioso estudio del material a emplear. Pero este análisis es, en la mayoría de los casos, muy costoso tanto desde el punto de vista del tiempo como desde el punto de vista económico. Si el elemento debe emplearse como elemento crítico, y cuyo mal funcionamiento, pueda causar grandes pérdidas económicas o de otro tipo; este análisis es obligatorio. Sin embargo, si el uso que se le va a dar a estos compuestos, es de menor importancia, se debería emplear una solución que permita encontrar de forma aproximada y rápida la resistencia o el comportamiento de la estructura frente a determinadas sollicitaciones, de modo que se ahorre en tiempo y en costo esta elección.

Debido a este hecho es importante establecer un método de cálculo que permita obtener de la forma más aproximada posible a la real, la resistencia de los compuestos laminares, sin necesitar para ello grandes tiempos de cálculo o complicados modelos tanto analíticos, como numéricos.

Las empresas que diseñan este tipo de compuestos, necesitan la existencia de estos modelos tan sencillos ya que proporcionan soluciones más rápidas y flexibles que los modelos existentes.

1.2. Objetivos.

El objetivo principal de este proyecto es obtener soluciones sencillas, que permitan conocer de manera rápida la resistencia de un núcleo de nido de abeja frente a cargas de compresión aplicadas en su plano. Para ello se presentarán dos modelos analíticos y uno numérico.

El estudio citado se planteará siguiendo las directrices nombradas a continuación.

- Primeramente se estudiará en detalle un modelo ya probado para el cálculo de la fuerza media resistida por este tipo de estructuras celulares de aluminio. Durante este proyecto, se probará esta solución al caso de un núcleo de Nomex® y se comprobará si aporta buenos resultados en distintos casos de núcleos de aluminio.
- A continuación se presentará un modelo analítico desarrollado durante este proyecto que permite el cálculo de la fuerza máxima resistida por un panel de nido de abeja. De nuevo será probado en los distintos casos estudiados.
- Después se obtendrá un modelo numérico sencillo utilizando el software de cálculo mediante elementos finitos ABAQUS.
- Finalmente se pretende realizar un análisis de los resultados obtenidos tras la aplicación de los distintos modelos a casos concretos, de los que se conoce con

exactitud su resistencia por unidad de superficie. Se extraerán tras ello, conclusiones sobre la validez de las soluciones planteadas.

1.3. Contenido del proyecto.

Este proyecto está dividido en siete capítulos, siendo el primero de ellos la introducción; y que serán descritos brevemente a continuación.

En el segundo capítulo se hace una introducción a los materiales compuestos, nombrando los distintos tipos, procesos de fabricación, virtudes, limitaciones y aplicaciones. Se tratará de explicar de forma más detallada las estructuras sándwich, nombrando sus componentes, principales materiales empleados y manufactura de los mismos; así como se introducirá información acerca del Nomex® y del aluminio, materiales principales en el estudio realizado en este proyecto. Se explicará además, el método de los elementos finitos y su aplicación en distintos sectores industriales, siguiendo con una breve introducción al software ABAQUS.

En el tercer capítulo se explicarán los diferentes modelos analíticos estudiados. Primeramente se detallará el modelo planteado por Tomasz Wierzbicki en su artículo: “Crushing analysis of metal honeycombs”, planteando a continuación el modelo de pandeo para el cálculo de la fuerza máxima desarrollado en este proyecto.

En el cuarto capítulo, se planteará el modelo numérico desarrollado en este proyecto utilizando para ello el software ABAQUS, explicando detalladamente los pasos seguidos para completarlo.

En el quinto capítulo se aplicarán los distintos modelos a diferentes casos obtenidos de distintas fuentes de información, y de los que se conoce por tanto, todos los datos para su correcta definición, así como la resistencia de los mismos frente a compresión obtenida experimentalmente.

En el sexto capítulo se realizará un análisis comparativo de los resultados obtenidos para los distintos modelos viendo de esta forma su utilidad y su validez.

En el séptimo y último capítulo, se presentarán las diferentes conclusiones obtenidas tras el estudio de los resultados. También se expondrán posibles líneas de desarrollo para trabajos futuros.

Finalmente se presenta la distinta bibliografía consultada para el desarrollo de este proyecto.

Capítulo. 2. Antecedentes

2.1. Introducción.

Cada avance tecnológico surgido a lo largo de la historia ha estado íntimamente unido al desarrollo y/o descubrimiento de nuevos materiales. Según van surgiendo nuevas tecnologías estas exigen una continua mejora de las prestaciones de los materiales de modo que sean capaces de soportar cada vez más y más solicitaciones y garanticen su integridad durante su vida útil en servicio ^[14].

Ejemplo de esta afirmación son los materiales compuestos que actualmente, y cada vez de una forma más significativa, están adquiriendo una gran importancia tanto en los distintos sectores de la ingeniería como en la vida cotidiana, abarcando día a día, un mayor número de campos y aplicaciones (Figura. 2.1).

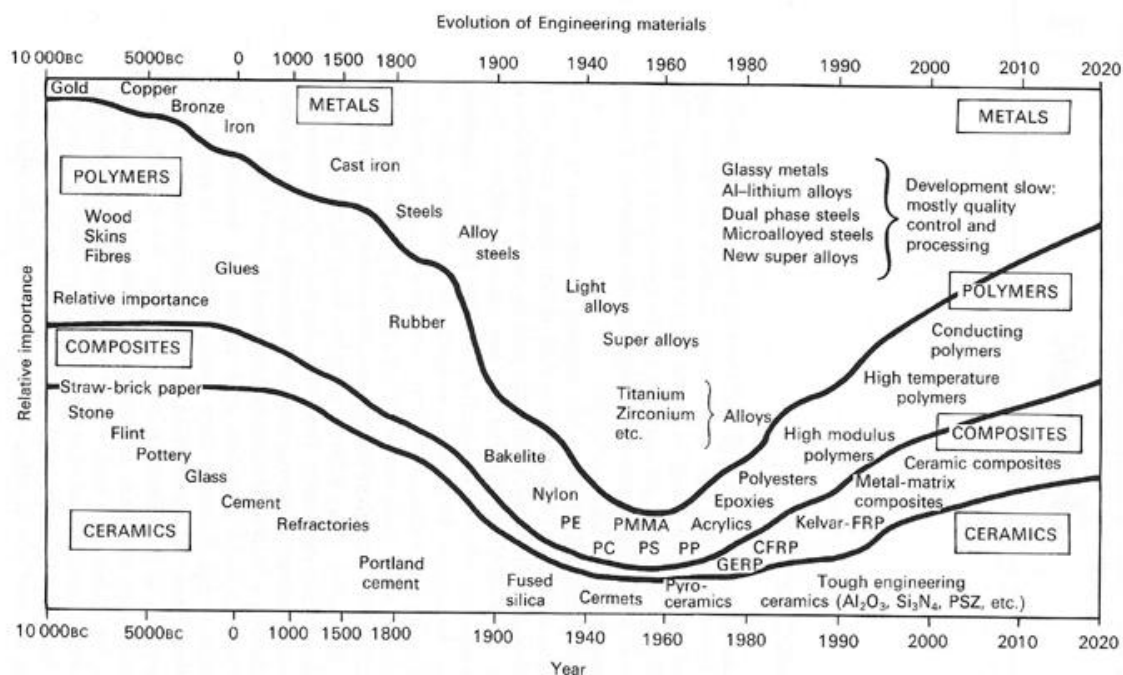


Figura. 2.1. Importancia de distintos materiales en la ingeniería a lo largo del tiempo.

Pero el verdadero impulso de estos materiales viene dado por la industria aeronáutica y aeroespacial, la necesidad de la creación de materiales cada vez más ligeros y resistentes, ayudado por el gran presupuesto que manejan este tipo de sectores ayuda a un desarrollo rápido de los materiales compuestos.

En el sector aeronáutico, el uso de los materiales compuestos, y en especial la fibra de carbono, se ha convertido en los últimos años en estratégico y obligatorio en términos tecnológicos y económicos. Tanto es así que este compuesto es esencial en la fabricación de los últimos aviones de las principales compañías, como el A-380 de Airbus, y el 787 de Boeing.

El uso de estos materiales en los aviones se remonta a los años 70. En esta década, Boeing empezó a utilizar fibra de carbono en el modelo 747, siendo solo el 1% de los materiales utilizados, que en su mayor parte era aluminio, acero y titanio. Con los siguientes modelos, el 757 y el 767, el porcentaje aumentó hasta el 3%, con el actual 787 la cantidad de fibra de carbono representa un 50% del total de la estructura del avión (Figura. 2.2). Esto demuestra que el gran auge de los mencionados materiales compuestos.

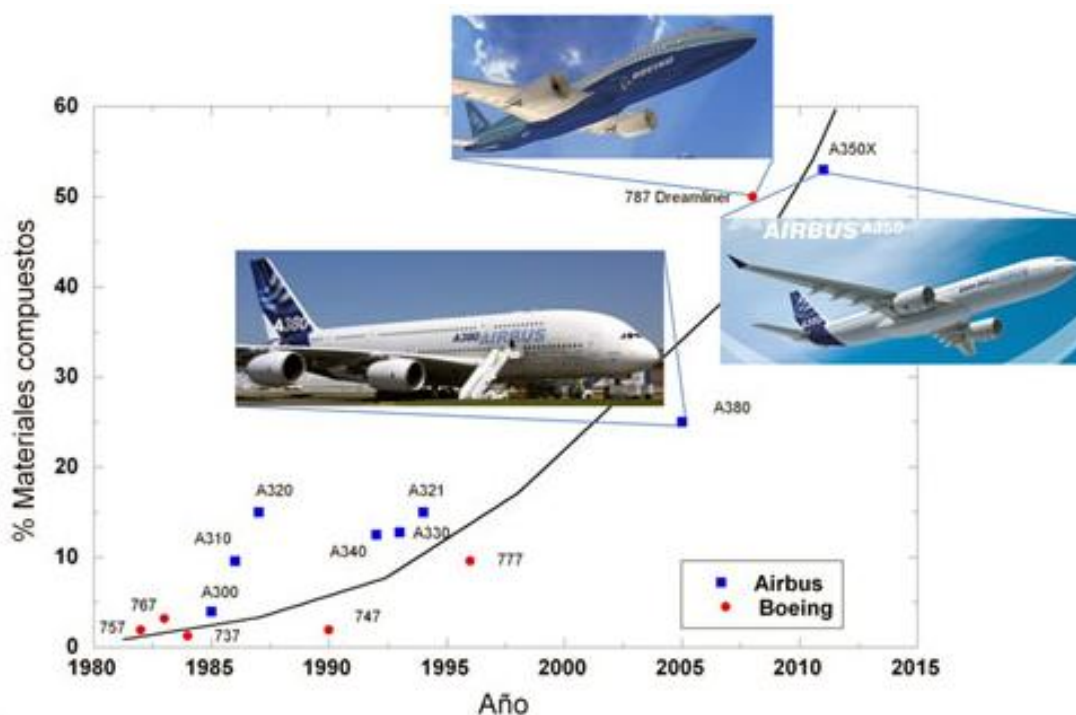


Figura. 2.2. Porcentaje de materiales compuestos empleados por airbus a lo largo de la historia.

La elección del carbono como elemento dominante en los futuros modelos de Boeing y Airbus tiene que ver con varios factores. En primer lugar, los materiales compuestos son más ligeros que los metales, por ello los aviones son menos pesados, lo que lleva a un ahorro de combustible. Las tarifas aeroportuarias se basan en la masa de estos, por tanto en este apartado también se consigue un ahorro significativo. El carbono además es un compuesto que se caracteriza por su ductilidad, lo que permite elaborar elementos y piezas de un tamaño mayor, es decir estructuras más grandes.

El modelo de Airbus A-380 (Figura. 2.3), considerado como un hito en la historia aeronáutica, puede albergar en su interior un máximo de 800 personas, disponiendo también de ascensores, sauna y gimnasio entre otras muchas comodidades y según explica Amable Liñan, ingeniero aeronáutico de esta firma: “el nuevo Airbus tiene una capacidad para un 35% más de asientos, ofreciendo un 50% más de espacio, con un 24% de mantenimiento, produce

un 50% menos de ruido a su alrededor y menos emisiones de CO₂ y de óxido nítrico en vuelo^[13]”. Demostrando así la eficacia estratégica de los materiales compuestos a la hora de la elaboración de estos importantes aviones.

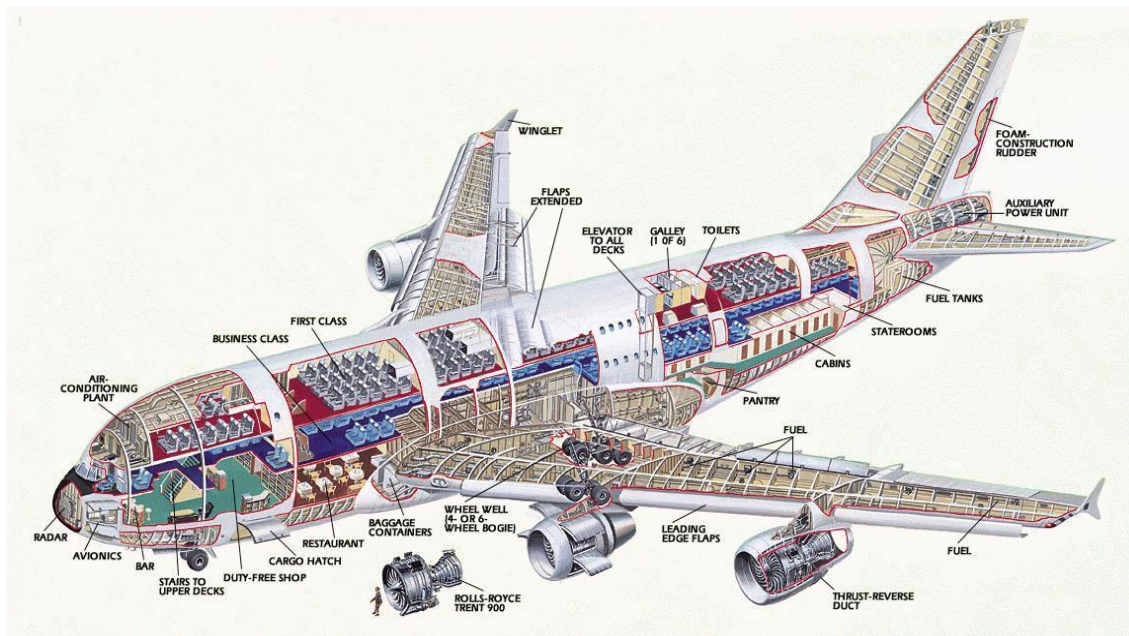


Figura. 2.3. Modelo de Airbus A-380.

El uso de la fibra de carbono en el A-380 está relacionado en gran medida con las ventajas medioambientales, que tienen que ver con el ahorro de energía debido al menor peso del aparato. La fibra de vidrio, además de la mencionada ductilidad, que permite ser usada con mayor versatilidad y en la construcción de mayores piezas, aun siendo más caro que el aluminio, resulta más económico a medio plazo, en términos de un menor mantenimiento y ahorro de combustible.

Progresivamente estos materiales, en principio tan costosos de fabricar, se han ido expandiendo a otros sectores como la mencionada construcción, la automoción, electrónica de consumo, etc; abaratando con ello cada vez más, sus costes de producción.

2.2. Materiales compuestos.

De forma general se puede considerar a cualquier material formado por más de un elemento como material compuesto, encajando en este grupo metales, aleaciones, el hormigón y compuestos naturales como los huesos y la madera entre otros muchos.

Por otro lado, y desde el punto de vista de la ingeniería, se definen a los materiales compuestos como toda combinación de materiales construido a partir de una unión (no química) de dos o más componentes, que dan lugar a uno nuevo con propiedades y características específicas, no siendo estas nuevas propiedades ninguna de las anteriores. Pero desde el punto de vista mecánico, esta definición se puede precisar todavía más. En los

términos mecánicos, se dice que estamos en presencia de un compuesto, cuando las funciones materiales no sólo dependen de la posición espacial (medio heterogéneo) sino que también ellas son funciones discontinuas.

Para que un material sea considerado, de forma estricta, un material compuesto debe cumplir una serie de consideraciones entre las que podemos destacar: que este fabricado de forma artificial, quedando fuera de estos compuestos naturales como la madera; aparte el material compuesto debe estar formado por dos o más fases diferentes, ya bien sea química y/o físicamente, además deben estar separados por una interfase bien definida, quedando fuera de este grupo, por tanto, los materiales cerámicos.

La mencionada zona de interfase es una región de composición química variable, donde tiene lugar la unión entre la matriz y el refuerzo, que asegura la transferencia de las cargas aplicadas entre ambos y condiciona las propiedades mecánicas finales de estos materiales.

Dentro de un material compuesto se pueden, por tanto, identificar perfectamente dos fases, una continua conocida como matriz y otra discontinua llamada refuerzo. Los componentes de estas dos fases no deben disolverse ni fusionarse, ya que, como se ha mencionado, los materiales y su interfase deben poder ser distinguidos por medio físicos. Por tanto se puede afirmar que las propiedades de los materiales dependen del tipo de interfase y de la naturaleza de los componentes.

La matriz tiene como objetivos fundamentales la protección de los refuerzos frente a agentes externos como la abrasión o la corrosión, además de transferir y distribuir las cargas que soportan los mismos. Por ello la cohesión entre matriz y fibras, debe ser lo suficientemente grande para que no surjan discontinuidades en las superficies entre ambas, de modo que se eviten ataques mutuos que pudieran debilitar la fibra o alterar la interfase.

Con los refuerzos, lo que se pretende conseguir, por tanto, es un aumento en los valores normales de algunas propiedades físicas, pero sobre todo, de aquellas inherentes a las características mecánicas (resistencia, límite elástico, dureza) o térmicas (conductividad, punto de fusión). Todas estas propiedades se engloban dentro de la denominación común de propiedades termoelásticas. La anisotropía o cambio de las mencionadas propiedades, según la dirección escogida, es una propiedad única de los materiales compuestos. Esto lleva a una mayor complejidad en el diseño, ya que dan lugar a fallos inesperados o comportamientos no intuitivos. Pero por otro lado permite el diseño de un material, junto con la estructura, adaptados óptimamente a su función.

Como se ha mencionado anteriormente, los materiales compuestos, ofrecen una alta rigidez y resistencia específicas, al igual que su matriz poseen buena resistencia a la intemperie y pueden adaptarse a geometrías muy complejas.

Entre los factores limitativos esta la ausencia de plasticidad, lo que se exige tolerancias más estrictas en la fabricación, ya que pequeños desajustes originarían concentraciones de tensiones no previstas. Puesto que las uniones con adhesivos tampoco son sencillas, por el riesgo de delaminación, el diseño de las uniones será un aspecto crítico en las estructuras de los materiales compuestos. Como consecuencia se limita bastante su reparabilidad, que en ocasiones se presenta más costosa que la sustitución del elemento estructural. Por todo lo

expuesto, a día de hoy el precio, aunque cada vez menos, sigue siendo uno de los principales inconvenientes a la hora de emplear estos materiales.

La posibilidad de realizar elementos estructurales ligeros compensa en muchas aplicaciones el mayor coste inicial, principalmente en aquellas en las que este factor sea decisivo y limitativo, como en la industria aeronáutica (Figura. 2.4); o cuando interviene en los costes de explotación como en aviones o sistemas de transporte en general. Siendo el proceso de fabricación la principal componente del coste final del material, la innovación o la mejora de estos puede aumentar su competitividad.



Figura. 2.4. Avión de combate Lockheed F-117 fabricado a base de materiales compuestos.

Las excelentes propiedades de estos materiales están muy condicionadas a la calidad del proceso de fabricación, llegando hasta el punto de ser el factor determinante a la hora de competir en el mercado con otros productos de similares propiedades.

2. 3. Clasificación de los materiales compuestos.

Existen diversas formas a la hora de clasificar los distintos materiales compuestos, dependiendo del tipo de matriz, de su estructura, el tipo de refuerzo o incluso con el proceso de fabricación utilizado. En este documento solo se tratarán las más comunes.

2. 3. 1. Clasificación por el tipo de matriz.

Para realizar una primera división esta se puede centrar en el tipo de matriz, que bien puede ser metálica, cerámica o polimérica; describiendo a continuación las principales propiedades, aplicaciones y materiales principales de los que se componen tanto la matriz como los refuerzos.

2. 3 1. 1. Matriz Metálica.

Los materiales compuestos de matriz metálica (MMC) han sido destinados especialmente a aplicaciones estructurales en la industria automotriz (Figura. 2.5), aeroespacial, militar, eléctrica y electrónica, las cuales usualmente exigen alta rigidez, resistencia y bajo peso.

Estos compuestos están constituidos por dos materiales diferentes; un metal como matriz y un reforzante que puede estar presente en fibras, ya bien sean cortas o largas o partículas cerámicas o metálicas. Ambos componentes difieren uno de otro en forma o composición a nivel macroscópico, presentando una interfase en la zona de contacto.

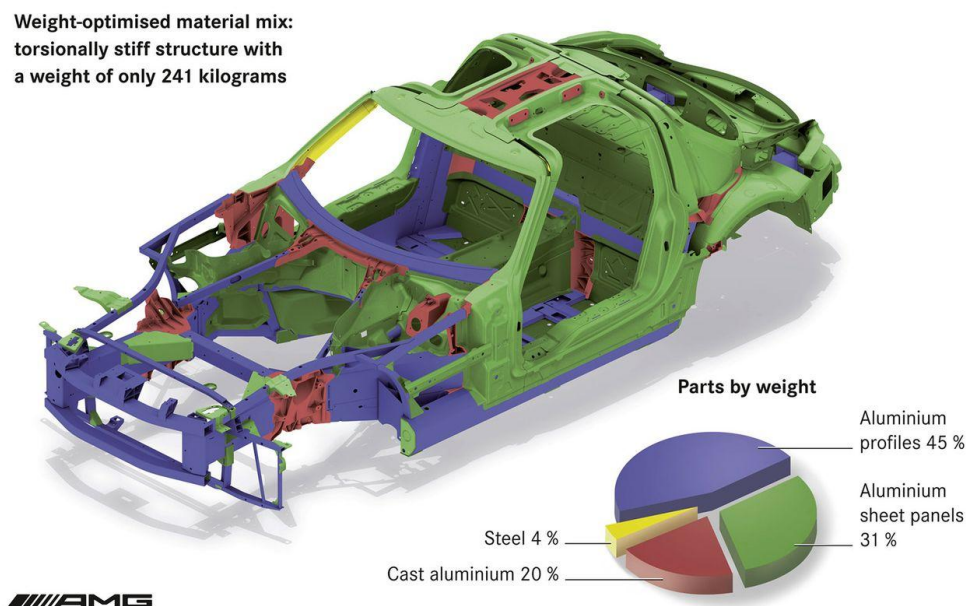


Figura. 2.5. Chasis de vehículo fabricado con MMC.

Los materiales metálicos de uso más común en los compuestos para la matriz metálica son las aleaciones ligeras de Aluminio, Titanio y Magnesio, siendo el primero el de mayor consumo debido a su bajo costo, baja densidad, buenas propiedades mecánicas, alta resistencia a la degradación ambiental y fácil manipulación. En la Tabla. 2.1, se muestran las propiedades relativas entre distintos metales ligeros empleados habitualmente como matrices para este tipo de materiales.

PROPIEDADES	MATERIALES		
	Aluminio	Magnesio	Titanio
Punto de fusión (°C)	660	650	1.660
Densidad (g/cm ³)	2,7	1,7	4,5
Conductividad Elect. (%IACS)	64	38	4
Resistividad Eléctr. (μΩcm)	2,67	4,2	42
Conductividad térmica (0-100°C)	237	156	21,9
Coefficiente de expansión lineal (x10 ⁻⁶ K ⁻¹)	23,5	26	8,9
Dureza (HV)	Duro= 21 Blando= 35-48	Duro= 30-35 Blando= 35-45	Recocido= 60
Coefficiente de Poisson	0,345	0,291	0,361
Resistencia a la tracción (MPa)	Duro= 50-90 Blando= 130-195	Duro= 185 Blando= 232	Recocido= 230-460
Límite elástico (MPa)	Duro= 10-35 Blando= 110-170	Duro= 69 Blando= 100	Recocido= 140-250
Módulo Elástico (GPa)	70,6	44,7	120,2

Tabla. 2.1. Distintas propiedades del Aluminio, Magnesio y Titanio.

Por otro lado los tipos de refuerzo se pueden clasificar en tres categorías: fibras, whiskers o fibras cortas y partículas (Figura. 2.6).

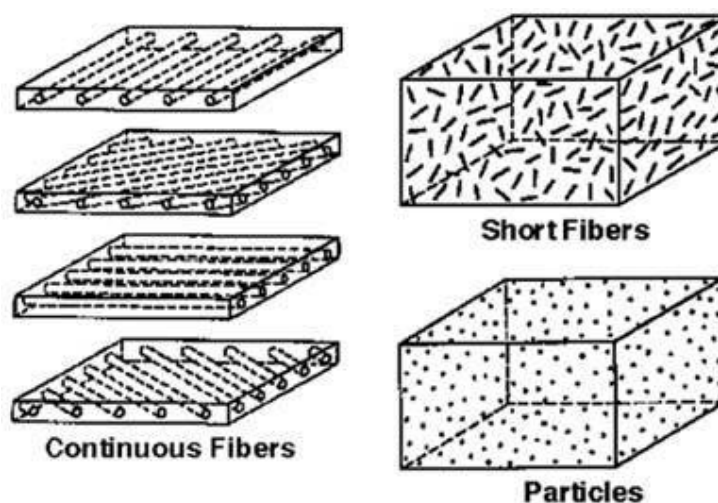


Figura. 2. 6. Tipos de refuerzos en una matriz de un material compuesto.

Desde el punto de vista de propiedades mecánicas, se puede obtener una gran mejora mediante el uso de fibras continuas, ya que se consigue un refuerzo en la dirección del esfuerzo aplicado; mientras que con fibras cortas y partículas se experimenta una disminución de resistencia, pero se obtiene una gran isotropía en el material. En la Tabla. 2.2, se puede comparar el efecto que tienen los distintos tipos de refuerzo sobre las propiedades de una matriz.

FIBRAS	MATRIZ	DENSIDAD	MODULO (GPa)		RESISTENCIA TENSIL (MPa)	
			Long.	Transv.	Long.	Transv.
Fibras Continuas						
Carbono de alto módulo	Al	2,33	235	----	550	70
SiC (Nicalon)	Al	2,63	135	77	780	140
α -Alumina (Dupont)	Al-Li-T6	3,20	230	150	600	46
Boro	6061-T6	2,7	225	130	1400	100
SiC (CVD)	Al	3,10	235	---	1200	---
Whiskers						
SiC	6061-T6	2,65	108	----	584	480
δ -Alumina (Saffil)	6061-T6	2,80	92		362	
SiC	2124-T6	2,67	103.4		638	

Tabla. 2.2. Efecto de los distintos tipos de refuerzo sobre las matrices en materiales MMC.

Dependiendo de la aplicación deseada es necesario un tipo de refuerzo concreto, cada uno tiene determinadas características que lo diferencian de los demás, ya bien sean mecánicas, térmicas o incluso económicas.

Para los refuerzos con fibras continuas se emplean diversos materiales como los metales, y cada vez más, los cerámicos. En el caso de las fibras metálicas, los problemas de ataque químico por parte de la matriz, la temperatura y la posible disolución de la fibra en la matriz entre otros problemas, hacen que este tipo de fibras sean poco empleadas. Esto ha dado pie al enorme desarrollo de las fibras cerámicas, siendo las más empleadas como refuerzo las de B, Al_2O_3 y SiC, y que entre sus numerosas virtudes, se pueden destacar, que no se disuelven en la matriz, mantienen su resistencia a altas temperaturas, tienen alto módulo de elasticidad, no se oxidan y tienen baja densidad.

Por otro lado, el refuerzo más empleado en los compuestos con matriz metálica son las partículas, ya que son más económicas y permiten obtener una mayor isotropía de propiedades en el producto. Estas actúan en un doble aspecto: por un lado distorsionan la marcha normal del campo de tensiones en el interior de la matriz, aumentando el límite elástico y la dureza; por otro, perturban el efecto de las dislocaciones, sobre todo cuando el material se encuentra en las proximidades de la zona plástica y de fluencia. Los refuerzos típicos de mayor uso en forma de partícula son los carburos (TiC, B₄C), los óxidos (SiO₂, TiO₂, ZrO₂, MgO), la mica y el nitruro de silicio (Si₃N₄).

Por último, las fibras cortas son más económicas que las continuas pero ofrecen propiedades inferiores, y por sus dimensiones pueden considerarse como refuerzos discontinuos. Los principales tipos de whiskers disponibles en el mercado son los de SiC y Si₃N₄. Aunque este tipo de refuerzo ha sido de uso frecuente, su utilización se ha visto restringida en algunos países a causa de su carácter nocivo para la salud.

Las propiedades mecánicas que exhiben los compuestos con matriz metálica son consideradas superiores con respecto a los materiales que los componen de manera individual. Dicho aumento en propiedades, depende de la morfología, la fracción en volumen, el tamaño y la distribución del refuerzo en la aleación base. Además dichos factores controlan la plasticidad, los esfuerzos térmicos residuales de la matriz y otras propiedades tan importantes en estos materiales como la conductividad térmica.

2. 3. 1. 2. Matriz Cerámica.

Los materiales compuestos de matriz cerámica o CMCS, presentan características y por tanto un comportamiento distinto a los de matriz metálica y como se verá más adelante a los de matriz polimérica. En estos últimos las fibras proporcionan la mayor parte de la resistencia mecánica, mientras que la matriz suministra la tenacidad suficiente al conjunto. Por el contrario la matriz cerámica es muy resistente y rígida, pero frágil y poco tenaz. Para remediar esta falta de tenacidad se recurre a las fibras, que al igual que para las matrices metálicas, pueden ser cortas o largas, para que bloqueen la propagación de las posibles grietas que pueda contener la matriz.

El principal refuerzo empleado para este tipo de matrices son las fibras cortas o whiskers obteniéndose características mecánicas muy superiores a las de las cerámicas sin reforzar, consiguiendo un material más resistente frente a fallos instantáneos y reduciendo la probabilidad de fallo en el tiempo, debido a un crecimiento mucho más lento de las grietas cuando se somete al material a la tensión de servicio. Como ejemplo se puede citar la adición de fibras de SiC en una matriz de Al₂O₃ o SiO₄Al, consiguiéndose duplicar la resistencia a la rotura del material inicial de la matriz. Por otro lado, cabe destacar, la elevada resistencia térmica de estos compuestos, manteniéndose estables en algunos casos hasta 1000 °C.

La resistencia a la rotura mejorada por el procedimiento descrito, significa que se pueden obtener cerámicas reforzadas con "whiskers" de hasta 800 MPa, es decir, 8,120 kg/cm², con relativamente grandes defectos (por tratarse de cerámicas) de 100 a 200 micras. Esto lleva a citar una gran ventaja ya que para los cerámicos sin reforzar, queriéndose obtener altas resistencias, los defectos deben ser mínimos en, torno a 20 micras, lo que las hace casi indetectables por las técnicas ordinarias para identificar estos problemas. Por tanto las técnicas de inspección convencionales, son suficientes para la detección de defectos en este tipo de compuestos.

Estos compuestos de matriz cerámica reforzada con fibras cortas, pueden fabricarse directamente por las técnicas de procesamiento de polvos cerámicos, es decir, de sinterizado, con presión isostática.

Las mencionadas excelentes propiedades a elevadas temperaturas y alta resistencia a choques térmicos conservando su tenacidad, resistencia a la rotura y a la fluencia, hacen de estos compuestos, los ideales para su uso en herramientas de corte, para la producción por mecanizado, componentes de motores térmicos (Figura. 2.7) y cualquier otro componente industrial que estén sometidos a abrasiones, ambientes corrosivos, altas temperaturas, etc.



Figura. 2.7. Motor fabricado con materiales compuestos de matriz cerámica.

En cuanto a su utilización para herramientas de corte (Figura. 2.8) se pueden destacar sus propiedades superiores a las de carburos cementados, siendo de 6 a 8 veces más resistente. Consiguiéndose además, unas mayores velocidades de corte, incluso trabajando con piezas de aleaciones de Ni forjados, donde se exigen grandes resistencias a choques tanto térmicos como mecánicos.



Figura. 2. 8. Herramientas de corte fabricada con materiales cerámicos reforzados.

2. 3. 1. 3. Matriz Polimérica.

Los materiales compuestos de matriz polimérica presentan buenas propiedades mecánicas, resistencia a la corrosión y a agentes químicos, además de poder ser moldeados en infinidad de formas. En estos materiales el refuerzo viene en forma de fibras, bien sean sintéticas o inorgánicas. Se pueden destacar entre éstos, los materiales compuestos termoestables, con sus principales grupos de matrices, las resinas poliéster, viniléster, epoxi, y fenólicas; y, como materiales de refuerzo, las fibras de vidrio, las aramídicas (kevlar) y las de carbono. Debido a su alta resistencia y a su baja densidad, estas fibras se emplean mucho en la industria aeroespacial, como se puede apreciar en la Figura. 2. 9.

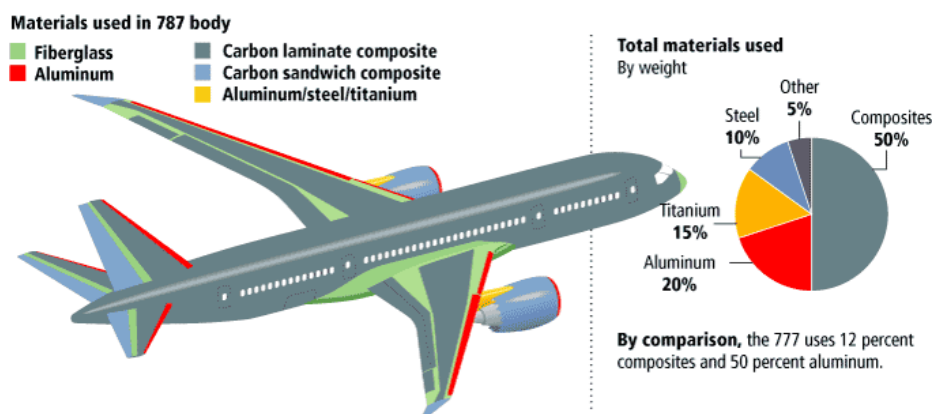


Figura. 2. 9. Principales materiales de matriz plástica empleados en la industria aeronáutica.

Las fibras de vidrio son muy empleadas como refuerzo de matrices poliméricas para formar compuestos de moldeo y estructurales. Estos materiales presentan las siguientes características: alta relación resistencia/peso, buena estabilidad dimensional, buena resistencia a la temperatura, a la humedad y a la corrosión; buenas propiedades de aislamiento eléctrico, facilidad de fabricación y coste relativamente bajo ^[2].

Los dos tipos de vidrio más usados para la producción de fibra de vidrio son los vidrios E (eléctricos) y vidrios S (alta resistencia).

El vidrio E es el que se usa más comúnmente en fibras continuas. Principalmente está hecho de cal, aluminio y borosilicato con niveles de sodio y potasio nulos o muy bajos. Este vidrio tiene una alta resistencia a la tenacidad.

El vidrio S, por otro lado, posee una mayor relación entre resistencia y peso, siendo más costoso que el anterior. Se usa principalmente en aplicaciones militares y aeroespaciales.

En la siguiente tabla se comparan las propiedades de tensión y densidad de las fibras de vidrio E con las de las fibras de carbono y aramida. Se observa que las fibras de vidrio tienen valores más bajos de resistencia a la tensión y módulo elástico que las fibras de carbono y aramida, pero su elongación es mayor. La densidad de las fibras de vidrio es mayor que las otras pero, por su versatilidad y bajo coste son, por amplio margen, las más empleadas como refuerzo de materiales poliméricos.

Propiedad	Vidrio (E)	Carbono (HT)	Aramida (Kevlar 49)
Resistencia a la tension (Mpa)	3100	3450	3600
Módulo de tension (GPa)	76	228	131
Elongacion en el punto de ruptura (%)	4.5	4.6	2.8
Densidad (g/cm ³)	2.54	1.8	1.44

Tabla. 2.3. Comparacion de distintas propiedades de fibras reforzantes para matrices polimericas.

Por otro lado los materiales compuestos de matriz polimérica reforzados con fibra de carbono, se caracterizan por tener una combinación de bajo peso, muy alta resistencia y elevada rigidez. Esto los hacen muy útiles para aplicaciones aeroespaciales. Sin embargo el elevado coste de estas limita su empleo en otras industrias como por ejemplo la automotriz, sin embargo, cada vez más, se emplea de forma más significativa en chasis de vehículos deportivos o de alta gama (Figura 2.10). Las fibras de carbono para estos compuestos provienen principalmente de dos fuentes: el poliacrilonitrilo (PAL) y la brea, que reciben el nombre de precursores.

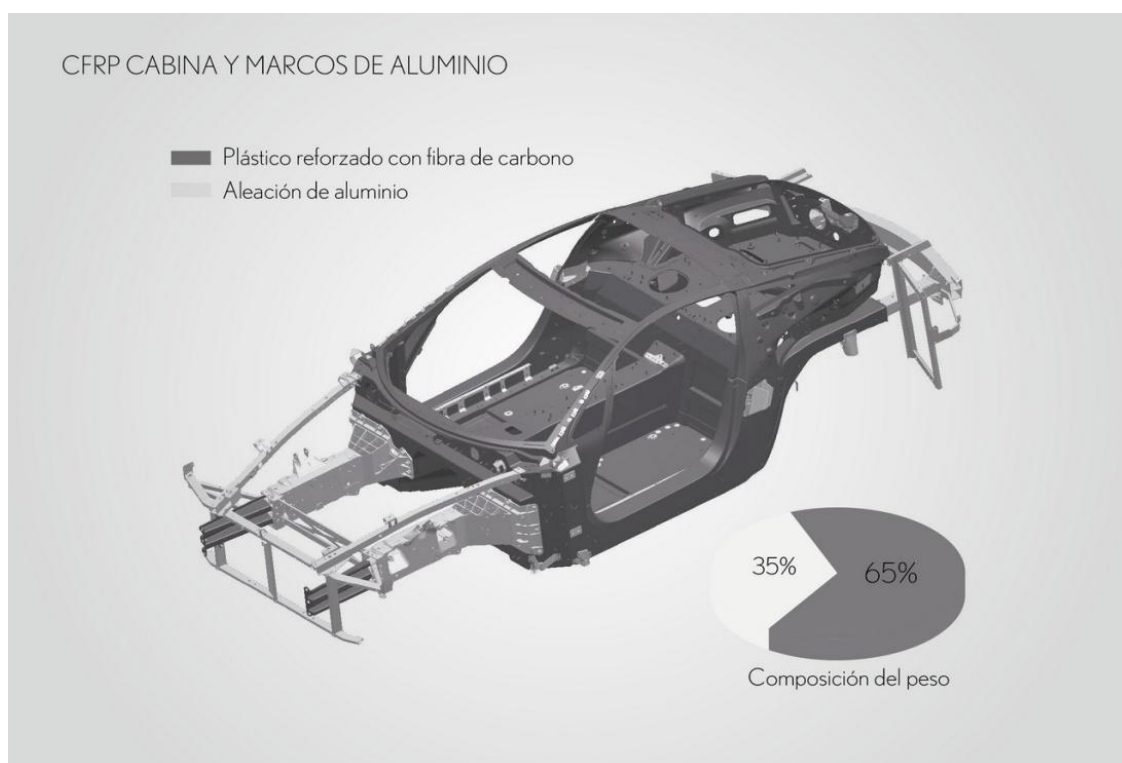


Figura. 2.10. Carrocería de un automóvil fabricado a base de aluminio y compuestos reforzados con fibra de carbono.

Las fibras de aramida para refuerzo en los materiales compuestos son el nombre genérico que reciben las fibras de poliamida aromática. Estas fueron presentadas oficialmente en 1972 por DuPont con el nombre comercial de Kevlar, ofreciéndose en el mercado en dos tipos 29 y 49. El primero de ellos se trata de una fibra de baja densidad y alta resistencia. Está diseñada para aplicaciones como protección balística, cuerdas y cables. Por otro lado el Kevlar 49 se

caracteriza por su baja densidad y alta resistencia y módulo de elasticidad. Las propiedades de esta, la hacen muy útil como refuerzos en materiales compuestos para aplicaciones aeroespaciales, marítimas y automotrices.

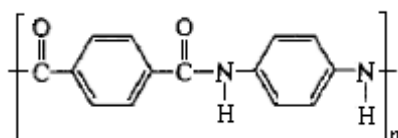


Figura. 2.11. Estructura polimérica del polímero Kevlar.

La unidad química que se repite en la cadena del polímero Kevlar es la de una liamida aromática, como se puede ver en la Figura. 2.11. El enlace de hidrógeno mantiene unidas las cadenas de polímero, lo que le da una alta resistencia longitudinal, siendo débil en dirección transversal.

El Kevlar se emplea cuando se exigen un bajo peso, una elevada resistencia y rigidez, alta resistencia a daño, a fatiga y a la ruptura por tensión. Por todo lo mencionado estas fibras fueron usadas en varios componentes de los transbordadores espaciales.

A modo de resumen, se pueden comparar las propiedades mecánicas de las fibras de carbono, aramida y vidrio para los materiales compuestos de matriz polimérica. En la Figura. 2.12, se puede ver una comparación de los diagramas típicos de esfuerzo y deformación para dichas fibras.

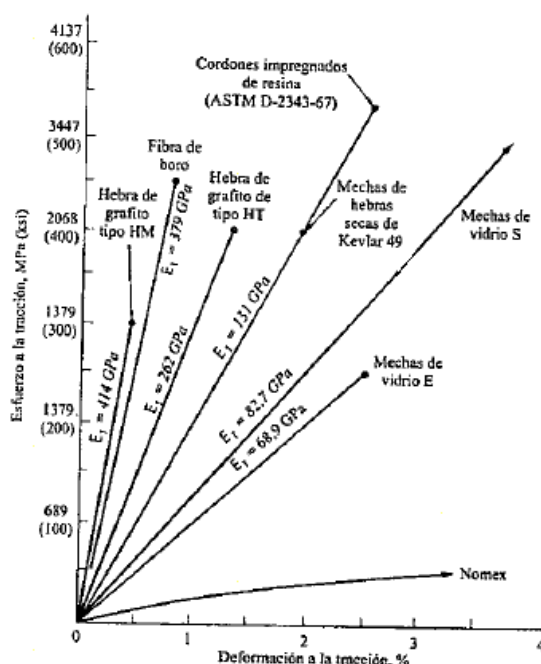


Figura. 2.12 Resistencia a la tracción frente a deformación de las principales fibras empleadas para refuerzos en matrices plásticas.

Por otro lado en la Figura. 2.13, se comparan la resistencia con la densidad y la rigidez con la densidad de varias fibras reforzantes para este tipo de materiales. Podemos destacar los altos índices de resistencia y rigidez respecto al peso de las fibras de Kevlar 49 y carbono, en comparación con otros materiales como el acero.

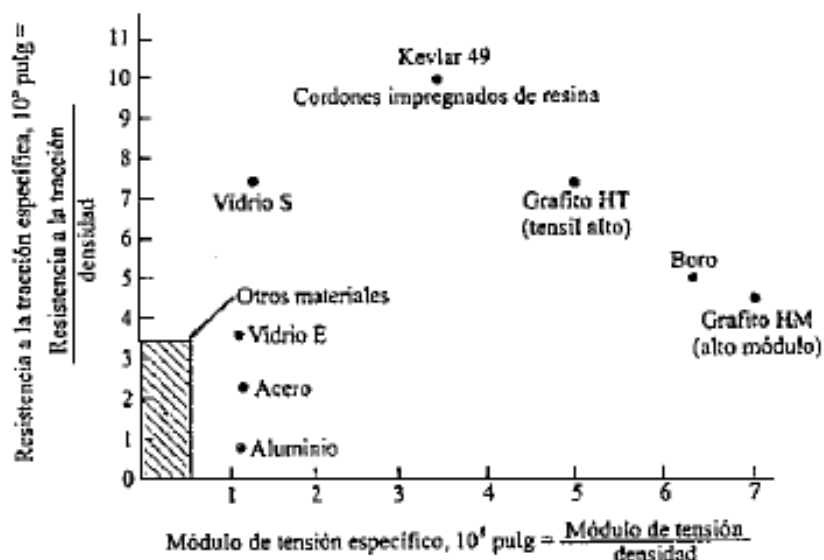


Figura. 2.13. Comparación de la resistencia y la rigidez frente a la densidad de varias fibras reforzantes.

En cuanto a las matrices de polímero usadas para este tipo de compuestos tienen en cuanto a sus limitaciones, la pérdida de propiedades a alta temperatura, su susceptibilidad medioambiental (son afectadas por la humedad, radiaciones, etc.) y la baja resistencia a cortante.

Las matrices poliméricas pueden ser divididas en dos grupos: termoplásticas y termoestables. Las primeras son muy sensibles a la aplicación de calor, de forma que se reblandecen, y pueden ser remodeladas con una temperatura y presión adecuadas. El proceso de producción de este material limita el uso de fibras de refuerzo largas, en cambio son adecuadas para su uso en aplicaciones en las que se necesite mucho volumen de material a bajo coste. Los polímeros termoplásticos más usados en este tipo de compuestos son entre otros el polipropileno (PP), las aramidas (Nylon), poliuretano (PU) y el poli-eter-eter-keton (PEEK). En condiciones normales el rango de temperaturas en los que es posible el uso de estos materiales no debe superar los 225 °C.

Por otro lado los polímeros termoestables, polimerizan en el mismo momento de la fabricación y por tanto no se reblandecen con la aplicación de calor. Antes de su polimerización, este tipo de materiales se presenta en forma líquida, lo que los hace idóneos para su aplicación en laminados de fibras largas. Dentro de estos polímeros, los más usados como matriz son el poliéster, el epoxi y las poliamidas. El primero de ellos se usa principalmente como matriz de fibras de vidrio, permitiendo su uso hasta 100 °C, su precio es

más económico, pero de menor resistencia que, por ejemplo, las epóxicas. Se usan en numerosas aplicaciones como los cascos de las lanchas, paneles de construcción y paneles estructurales para automóviles, aviones y electrodomésticos.

Por otro lado los epoxi son más resistentes tanto mecánicamente como a la humedad y además soportan mayores temperaturas de uso, pudiendo llegar hasta los 175 °C. Son empleadas como materiales aglutinantes para compuestos con fibras de carbono y de aramida.

Por último la poliamida permite su uso en altas temperaturas (hasta 300 °C) pero su proceso de fabricación es más complejo.

En la siguiente tabla se pueden ver las propiedades elásticas y de resistencia estática de algunas matrices típicas usadas en polímeros reforzados.

Material	Densidad	Módulo elástico	Resistencia tracción	Alarga- miento	Coef. Poisson	Módulo específico	Resist. específica
	ρ , [g/cm ³]	E , [GPa]	S_b [MPa]	[%]	ν	$[E/\rho]$	$[S_b/\rho]$
<i>Termoplásticos</i>							
PEEK (*)	1,30 – 1,32	3,24	100,0	50	0,4	2,5	76,3
PPS (†)	1,36	3,3	82,7	4	—	2,4	60,8
<i>Termoestables</i>							
Poliéster	1,1 – 1,4	2,1 – 3,4	34,5 – 103,5	1 – 5	—	2,2	55,2
Epoxy	1,38	4,6	58,6	—	0,36	5,5	74,0
Poliamida	1,46	3,5	103,0	—	0,35	2,4	70,5

Tabla. 2.4. Distintas propiedades de matrices poliméricas.

2. 3. 2. Clasificación por tipología.

Otra clasificación importante de los materiales compuestos es por su tipología dentro de estos se pueden encontrar tres grandes grupos: los reforzados con partículas, con fibras y los materiales compuestos estructurales. En cuanto a los dos primeros tipos no se parará demasiado ya que se han descrito de alguna forma anteriormente, al mencionar los tipos de refuerzo empleados para los distintos tipos de matriz. Por el contrario se profundizará más en el tercer tipo.

2.3.2.1. Compuestos Laminares.

Los compuestos estructurales laminares están formados por láminas apiladas y unidas por un adhesivo. Estas láminas a su vez pueden estar formadas por un polímero reforzado con fibras o tejidos fibrilares impregnados de polímero. Las distintas láminas que forman el compuesto pueden ser del mismo material o de distinto material, en este segundo caso se denominan compuestos laminados híbridos.

La orientación de las fibras en cada lámina puede ser resumida en tres tipos: unidireccional, bidireccional y multidireccional. Las fibras unidireccionales, como su nombre indica son paralelas entre sí. Este tipo de distribución se utiliza para varias aplicaciones deportivas como palos de golf.

Cuando la mitad de las fibras existentes se encuentran orientadas en una dirección y la otra mitad están colocadas perpendicularmente a las primeras, se está ante una distribución bidireccional. Este tipo de compuestos son muy empleados en refuerzos estructurales.

Por último, los materiales cuyas fibras se disponen de forma multidireccional (Figura. 2.14), son isotrópicos. Por ello las propiedades de cada lámina dependen de varios factores, como la naturaleza de la fibra, es decir el material de la misma; la presentación, o el modo de fabricación; el porcentaje de fibra en la lámina y por supuesto la orientación en la que se encuentre.

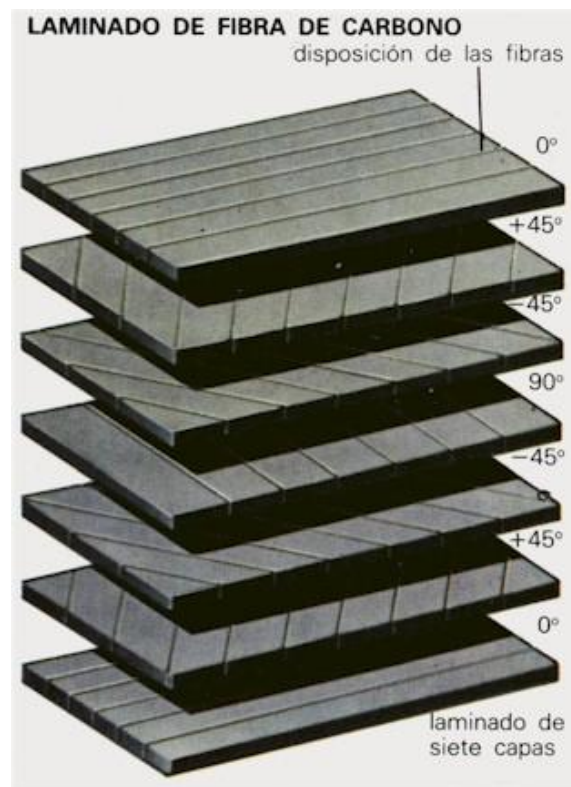


Figura. 2.14. Laminado de fibra de carbono.

Las características de los materiales laminados dependen de la orientación de cada lámina respecto a un eje arbitrario de referencia, en gran medida. Por tanto la definición de esta secuencia de apilamiento es clave a la hora del diseño de este tipo de materiales. Para este proceso se debe tener en cuenta, que la resistencia y rigidez de la lámina en una dirección dependen de la orientación de la fibra. Dentro de las distribuciones podemos destacar la siguiente: 0/90/+45 (Figura. 2.15), repitiéndose esta disposición las veces necesarias. La combinación adecuada de estas orientaciones permite controlar de forma óptima la resistencia y rigidez en cualquier dirección. En ocasiones se emplean otras distribuciones más complejas, lo que hacen que la fabricación del material sea mucho más laboriosa. Los laminados, para que estén equilibrados y de forma que se eviten distorsiones y anomalías en la estructura debido a cambios de temperatura, deben estar distribuidos simétricamente.

Posicionamiento de las capas

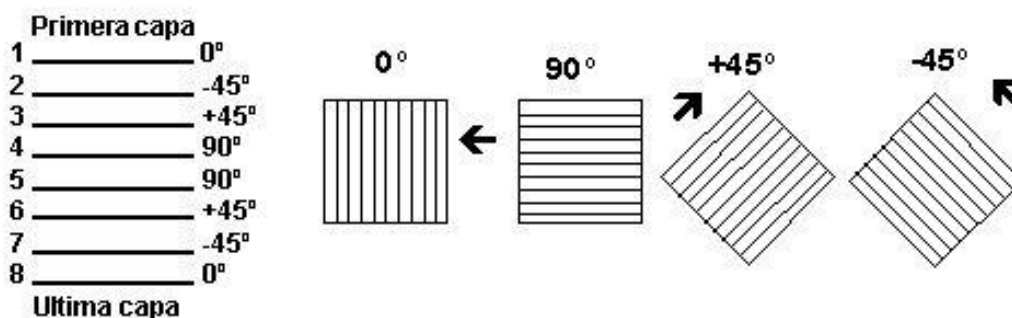


Figura. 2.15. Distribución de capas 0/90/+45/-45.

Muchos de los compuestos laminados son diseñados para mejorar la resistencia a la corrosión de los materiales, manteniéndose un bajo precio, una alta resistencia y un bajo peso. Otras aplicaciones incluyen una resistencia superior al desgaste o abrasión y características poco comunes de expansión térmica.

Por tanto se puede concluir, que los compuestos laminados reúnen entre otras características el bajo peso, la resistencia al fuego, buena resistencia al impacto, resistencia a la corrosión, fácil conformabilidad y maquinabilidad, y buenas propiedades de aislamiento.

2. 4. Estructuras sándwich.

Los compuestos estructurales tipo sándwich se componen de tres elementos fundamentales, las pieles, el núcleo y la interfase de unión entre estos dos elementos, que generalmente se trata de un adhesivo. En la Figura. 2.16. Se puede ver perfectamente esta disposición.

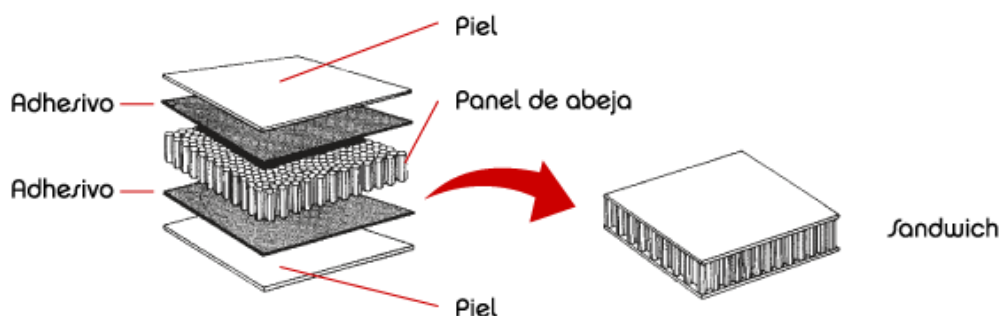


Figura. 2.16. Componentes de una estructura tipo sándwich.

Como en todos los tipos de materiales compuestos que se han ido describiendo, cada elemento implicado cumple una determinada función dentro de la estructura. Las pieles exteriores, son láminas delgadas, y son los elementos resistentes, por tanto están hechas con materiales de mejores propiedades que los demás elementos. Estos materiales pueden ser bien metálicos o no metálicos. Dentro de los metálicos se suelen emplear normalmente aleaciones de aluminio. Por otro lado, los laminados reforzados con fibras de carbono, de Kevlar o de vidrio, suelen ser las pieles no metálicas más empleadas. La utilización de un tipo u otro de pieles viene dado por el tipo de núcleo, ya que dependiendo de las características de este se emplean distintos materiales.

Por otro lado el núcleo se fabrica de un material ligero. Como funciones principales tiene la de otorgar aislamiento térmico si fuera preciso, transmitir los esfuerzos cortantes de una piel a la opuesta y por supuesto mantenerlas separadas.

Normalmente se encuentran los núcleos de los materiales compuestos tipo sándwich en forma de panel de nido de abeja (Figura. 2.17), aunque también los podemos encontrar en forma de espumas o “foams” de placa nervada. La ligereza de este elemento viene en gran medida dado por el mínimo espesor de las paredes de cada celdilla.

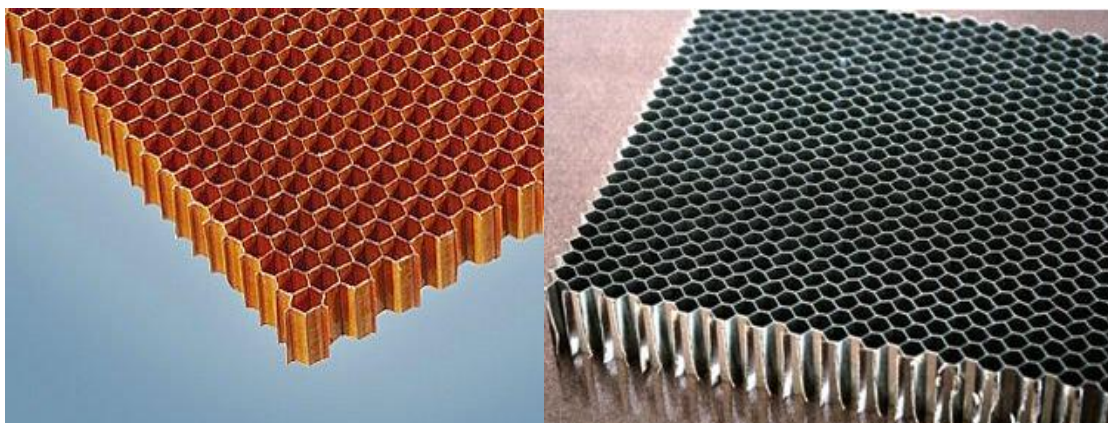


Figura. 2.17. Nido de abeja de Nomex® (izquierda) y de Aluminio (derecha).

En cuanto a los materiales empleados para los núcleos se pueden diferenciar en dos grandes grupos: metálicos y no metálicos. Dentro de los metálicos, se pueden encontrar tanto aceros como aleaciones ligeras, especialmente aluminios entre los que se destacan:

- Al 2024: Esta aleación se compone de aluminio, cobre y magnesio presenta excelentes propiedades mecánicas a temperaturas de trabajo elevadas.
- Al 5052: Se emplea ampliamente en la industria aeronáutica debido a su gran resistencia a la corrosión. También se usa en otros sectores más cotidianos como muebles de cocina o materiales para cercados.
- Al 5056: Esta aleación presenta mejores propiedades mecánicas que la aleación 5052, con una gran resistencia a la corrosión.

Dentro de los materiales no metálicos, más empleados, para núcleos de nido de abeja se encuentran:

- Nomex®: Se trata de una fibra de aramida/resina fenólica, que presenta grandes propiedades de resistencia y tenacidad. Más adelante se tratará este material con más detenimiento.
- Fibra de carbono/resina epoxi.
- Kevlar/resina epoxi
- Fibra de vidrio impregnada con resina.

También se emplean para otras aplicaciones nidos de abeja de cartón o madera. Si se está tratando con núcleos en forma de espuma, lo más común es que sean de poliuretano y poliestireno. A continuación se puede ver una tabla recopilando la información descrita a modo de resumen:

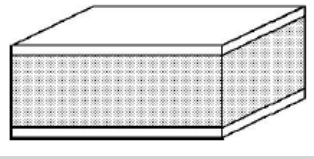
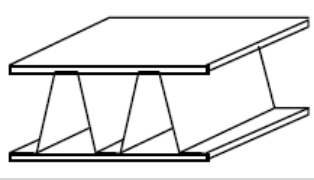
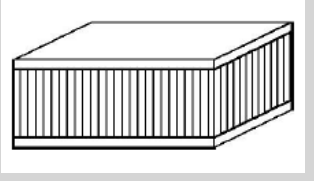
	NÚCLEO	PIELES
 ESPUMAS	<ul style="list-style-type: none"> - Espuma de poliuretano. - Espuma de poliestireno. 	<ul style="list-style-type: none"> - Metales. - Laminados. - Termoplásticos.
 PLACA NERVADA	<ul style="list-style-type: none"> - Metales. - Materiales compuestos. 	<ul style="list-style-type: none"> - Metales. - Laminados. - Amianto/cemento.
 NIDO DE ABEJA	<ul style="list-style-type: none"> - Aluminio. - Madera - Nomex® - Kevlar 	<ul style="list-style-type: none"> - Contrachapados. - Laminados. - Aluminio.

Tabla. 2.5. Principales materiales empleados para estructuras sándwich.

Por último la interfase tiene como función principal mantener unido el conjunto. Esta interfase como se ha mencionado anteriormente suele ser un adhesivo epóxico de película. Para clasificar los diferentes tipos de adhesivos se toma como factor divisorio el espesor. Se pueden por tanto, nombrar tres tipos: ultraligeros, ligeros y medios.

Hasta ahora se han nombrado y descrito los principales elementos que se encuentran en las estructuras tipo sándwich, pero en algunas ocasiones hay otros componentes que merece la pena mencionar, como las espumas, los rellenos y los injertos.

Las espumas se usan para unir partes del núcleo cuando, por ejemplo, se presentan diferentes densidades en una misma pieza o como adhesivo de dos planchas de núcleo en estructuras de gran tamaño. Los rellenos, por su parte, son materiales en forma de pasta que se aplican para macizar el núcleo en las zonas requeridas. Por último los insertos no son más que elementos mecánicos que se ubican en el panel sándwich para realizar funciones de unión principalmente.

Este tipo de estructuras tienen una gran importancia dentro del ámbito de los materiales compuestos ya que, como se verá más adelante, permiten aumentar la rigidez y resistencia de un elemento sometido a compresión o a flexión con tan solo el aumento del momento de inercia y con un peso mínimamente mayor.

Los materiales compuestos estructurales tipo sándwich, debido a su gran comportamiento a flexión y principalmente su bajo peso, son una de las principales configuraciones más empleadas, siendo parte importante en prácticamente todos los aviones tanto comerciales como militares (Figura. 2.18).



Figura. 2.18. F-16, Avión militar con componentes estructurales sándwich.

Otra característica muy importante, es que funcionan como un gran aislante térmico, siendo una estructura muy empleada actualmente como paneles en asilamientos, tanto en viviendas, como cámaras frigoríficas (Figura 2.19).



Figura. 2.19. Paneles para aislamientos frigoríficos tipo sándwich.

Pero no solo se utilizan en estos dos sectores, las estructuras sándwich son muy comunes en la fabricación de cascos de barcos, en componentes de automoción, vehículos industriales, material deportivo, y un largo etcétera.

A pesar del gran número de las industrias mencionadas a las que se destinan este tipo de materiales, se sigue, cada vez más, y debido a los nuevos procesos de manufactura, ampliando en rango de aplicación, llegando a elementos o componentes cada vez más cotidianos y de costo más reducido.

Como ejemplo del comportamiento de este tipo de estructuras se propone el caso de la Figura. 2.20, es decir se somete a una estructura sándwich a flexión, solicitación en la que este tipo de compuestos se comportan de manera realmente eficiente. Como se puede observar las pieles sufren diferentes esfuerzos, ya que la superior está sometida a tracción y la inferior a compresión. Por tanto la función del núcleo será mantener la distancia relativa entre las pieles y la distancia entre las pieles y la línea neutra. Debe el núcleo, por tanto, ser lo suficientemente resistente para poder soportar los esfuerzos a cortadura a los que está sometido el material y evitar también el desplazamiento de las pieles longitudinalmente. Aparte, el núcleo, debe ser capaz de soportar los esfuerzos de compresión perpendicular a las pieles.

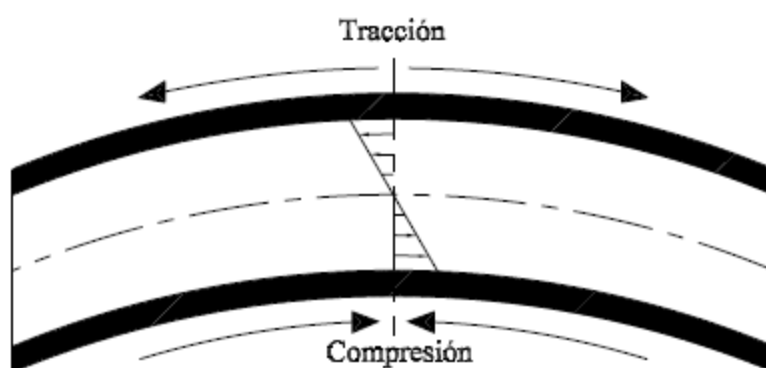


Figura. 2.20. Estructura sándwich sometida a flexión.

Por otro lado las pieles, que como se ha mencionado, están fabricadas de un material con mejores propiedades que el núcleo, deberán soportar el esfuerzo de flexión al cual están sometidas a través de los correspondientes esfuerzos de tracción y compresión que sufren, en este caso, las pieles superior e inferior respectivamente.

A continuación y en este simple ejemplo se puede ver la gran importancia del núcleo para este tipo de materiales compuestos. Un incremento del espesor del núcleo podría, por tanto, aumentar de forma significativa la resistencia del conjunto; y ya que se trata de un material ligero el peso final del material no se vería prácticamente alterado. El ejemplo de esto se puede ver en la siguiente tabla, donde se observa que la estructura sándwich es mucho más resistente que la simple con un mínimo aumento de peso.


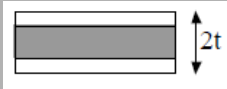

			
Rigidez relativa	100	700	3700
Resistencia relativa	100	350	925
Peso relativo	100	103	106

Tabla. 2.6. Propiedades del material sándwich con el aumento del espesor.

2. 4. 1. Panel de nido de abeja o Honeycomb.

Como se ha mencionado anteriormente, dentro de los materiales compuestos tipo sándwich se destacan los que poseen núcleo de nido de abeja, ya que son los más utilizados actualmente y serán objeto de estudio durante este proyecto.

Este tipo de disposición se ha utilizado como material de construcción en la industria aeroespacial durante más de 30 años. La casi totalidad de las actuales aeronaves dependen de esta estructura.

Para la fabricación de los paneles de nido de abeja existen dos técnicas o procesos principales: el proceso de expansión y el de corrugado.

Proceso de expansión.

La mayoría de los paneles de nido de abeja se fabrican mediante este proceso, en él, las láminas del material apiladas, previamente cortado a la medida deseada y que posteriormente conformaran el núcleo, pasan por dos rodillos, los cuales se encargan de suministrar un adhesivo, que se encuentra en gargantas separadas entre sí a la distancia adecuada para su correcta distribución, siendo esta separación la que tendrán posteriormente los nodos al ser expandido el núcleo. Posteriormente se someten a ciertas temperaturas para que finalmente se expandan hasta conseguir la forma que se desee (Figura. 2.21).

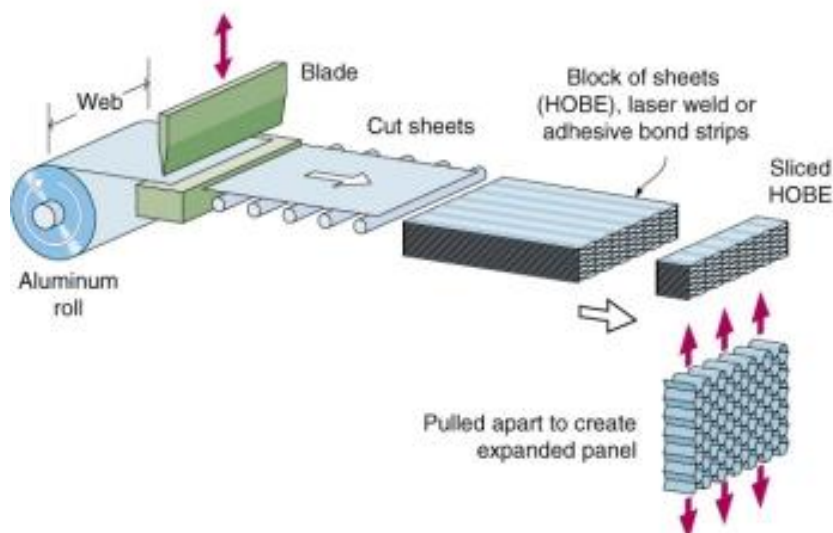


Figura. 2.21. Proceso de expansión para la obtención de núcleos de nido de abeja.

Proceso de corrugado.

Se trata de una técnica menos aplicada que la anterior, ya que está dirigida a la fabricación de materiales con un alto valor de densidad, incluyéndose metales, plásticos, vidrio y papel.

En este proceso primeramente, las láminas son cortadas con un ancho del orden del espesor máximo del núcleo deseado o de los espesores normalizados por el fabricante. Posteriormente se pasan entre engranes acanalados que producen la ondulación deseada. Así sucesivamente se apila la primera hoja corrugada con respecto a la segunda hasta obtener el espesor deseado, luego se apilan una tras otra, se coloca un adhesivo epóxico para unir las o bien pueden ser soldadas. Este proceso se puede ver en la Figura. 2.22.

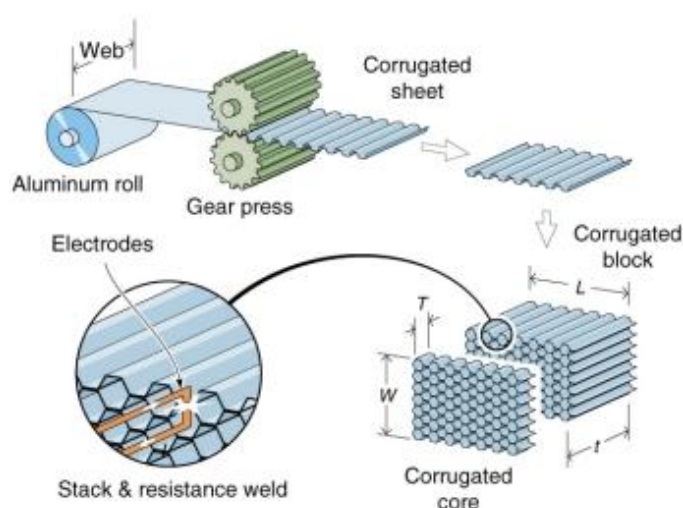


Figura. 2.22. Proceso de corrugado para la fabricación de núcleos de nido de abeja.

Los núcleos de nido de abeja pueden presentar distintas formas como se puede observar en la siguiente tabla, aunque los más comunes son los núcleos formados por celdillas hexagonales y será en estos donde se centrará posteriormente toda la atención.

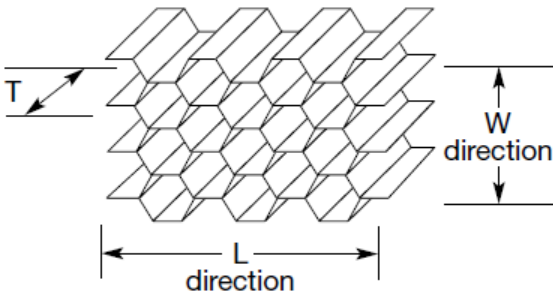
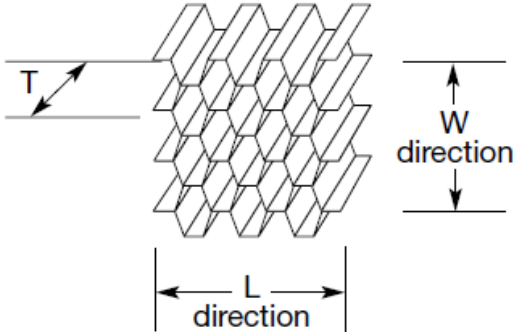
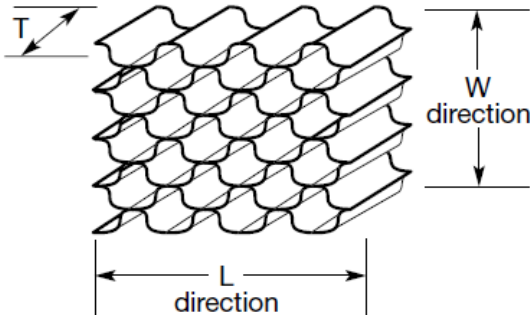
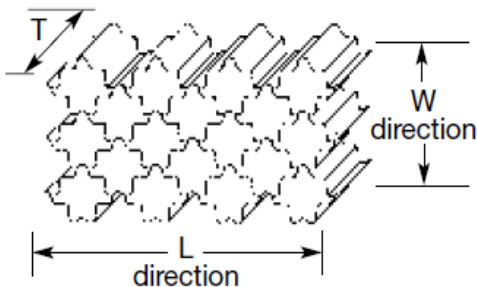
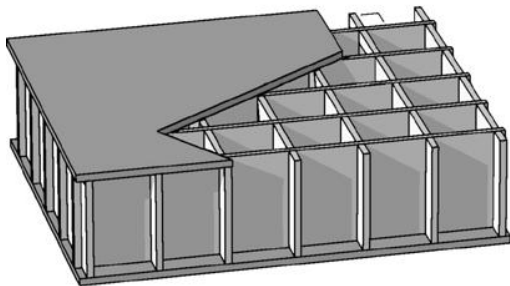
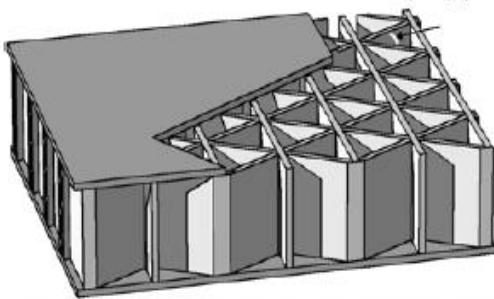
Núcleo Hexagonal	Núcleo OX
	
Núcleo Flex	Núcleo Doble-Flex
	
Núcleo de celdas cuadradas	Núcleo de celdas triangulares
	

Tabla. 2.7. Algunas configuraciones típicas de panel de abeja.

La morfología de un núcleo se define según normal MIL teniendo en cuenta los siguientes parámetros.

- **Tamaño de la celdilla (cell size).** Se suele determinar por el diámetro de la circunferencia que pueda inscribirse en la misma o por la distancia entre dos caras opuestas de esta. Normalmente se mueve entre valores de 1,6 a 9,5 mm.
- **Nodo.** Es la zona de adhesión o pegado entre dos celdillas contiguas.
- **Atura o espesor del núcleo.** No es más que la distancia entre las caras externas de este.
- **Espesor de la lámina.** Es el espesor de cada pared celular que forman las celdillas.
- **Distancia longitudinal o de placas.** Es la distancia en la dirección paralela a la línea de nodos o al plano de apilamiento de las láminas antes de su expansión y perpendicular, por tanto, a la dirección transversal.
- **Dirección transversal.** Es la dirección de expansión del núcleo.
- **Densidad.** Este parámetro depende del material, del espesor de lámina y del tamaño forma de la celdilla. Suele variar en este tipo de núcleos entre 16 kg/m^3 y 360 kg/m^3 .

Los materiales de núcleo de panel de abeja presentan una gran resistencia a la flexión y la compresión. El comportamiento de estos frente a un ensayo de aplastamiento queda bien reflejado en una curva tensión-deformación, donde como todo material, presenta una zona de deformación elástica y otra plástica pudiendo ser la primera de ellas recta o curva dependiendo del material del núcleo ^[17].

Después de que el nido de abeja haya superado su resistencia a la compresión final, seguirá deformándose plásticamente y aplastándose de manera uniforme. Como se observa en la Figura. 2.23, donde se muestra una respuesta típica de este tipo de materiales. La carga media por unidad de superficie, se define como la resistencia al aplastamiento.

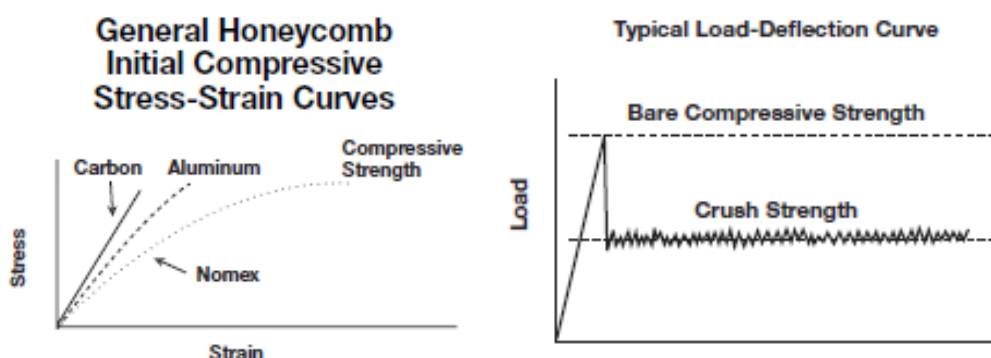


Figura. 2.23. Curvas tensión-deformación y carga-deformación de materiales de panel de abeja.

El panel de abeja seguirá aplastándose casi a una tensión constante (dependiendo del material, el núcleo y la densidad), por tanto se puede decir que su capacidad de absorción es en gran medida predecible, por lo que es ideal para aplicaciones de absorción de energía. Cuando es empleado para este fin, a menudo se precarga ligeramente para eliminar el punto máximo de resistencia a la compresión en la curva carga-deformación.

Por tanto es posible predecir el comportamiento de los paneles de abeja tras superar el punto de máxima resistencia a compresión, el punto de colapso. Lo realmente complicado por tanto es dar con ese punto, es decir saber con antelación la resistencia que poseerá el material.

En cuanto a las propiedades mecánicas y físicas de los materiales de nido de abeja, están determinadas en gran medida, por las propiedades de los materiales a partir de los cuales se fabrican.

La conductividad térmica viene dada por la contribución del espesor de la lámina, el espesor y densidad del núcleo y el tipo de adhesivo. Por ejemplo para nidos de abeja no metálicos, el tamaño de la celdilla es más determinante que la densidad del núcleo, por el contrario para los metálicos los otros factores son más críticos.

Otras propiedades, sin embargo, sí que están más relacionadas con la geometría y no tanto con los materiales que la componen. Estas son entre otras ^[17]:

- **La densidad.** Todas las propiedades mecánicas se incrementan con el aumento de la densidad del núcleo de los paneles de abeja.
- **Forma de la celdilla.** Al ser todos los nidos de abeja anisótropos, las propiedades direccionales resultantes deben ser adaptadas a las cargas a las que será sometido el material. Aparte de esto algunas geometrías celulares permiten un fácil conformado o curvado con una mínima pérdida en la relación resistencia-peso. Esta propiedad es de gran importancia para la fabricación de partes curvas de poco espesor.
- **Tamaño de la celda.** Aunque no se trata de un factor decisivo para la mayoría de las propiedades mecánicas de los materiales de nido de abeja, sí que es una variable principal en la fijación del nivel de resistencia de la unión entre las pieles y el núcleo, además de la determinación de los niveles de tensión a los cuales ocurre el pandeo entre celdas o el pandeo local de las pieles.
- **Espesor.** El espesor tanto de la lámina como del núcleo son un factor importante para las propiedades mecánicas, ya que, con el incremento de ambos, se consigue un aumento en la resistencia del material, sin que por ello el peso final del material se vea incrementado de forma significativa.

Otro factor determinante para la obtención de las propiedades de los núcleos de nido de abeja es el método de ensayo, ya que con distintos procedimientos o técnicas se pueden obtener diferencias significativas en los resultados obtenidos. A modo de ejemplo, los valores de resistencia a cortadura obtenidos mediante el ensayo de la placa de cortadura, son hasta un 25% inferiores a los obtenidos mediante el ensayo de flexión a tres puntos. Ambos métodos, en cambio, son aceptados y utilizados.

2.4.2. Aluminio.

El aluminio se clasifica como metal no ferromagnético. Es el metal más abundante en la corteza terrestre y el tercer elemento más común encontrado en la misma, después del oxígeno y del silicio. Los distintos compuestos de aluminio forman el 8% de la corteza de la tierra. Sin embargo hasta finales del siglo XVII era de difícil producción, debido a la gran cantidad de energía eléctrica necesaria en el proceso. El desarrollo de esta energía y del proceso de Hall-Heroult para la reducción electrolítica del Al_2O_3 hacia el metal líquido, (Figura. 2.24) permitió que el aluminio se convirtiera en uno de los materiales de ingeniería más ampliamente utilizado y económico. Las aplicaciones se suman por millones, entre las que se pueden destacar, los botes de bebidas, aplicaciones domesticas, equipos para procesos químicos, equipos de transmisión de energía eléctrica, componentes automotrices (Figura. 2.25) y ensamblajes aeroespaciales.

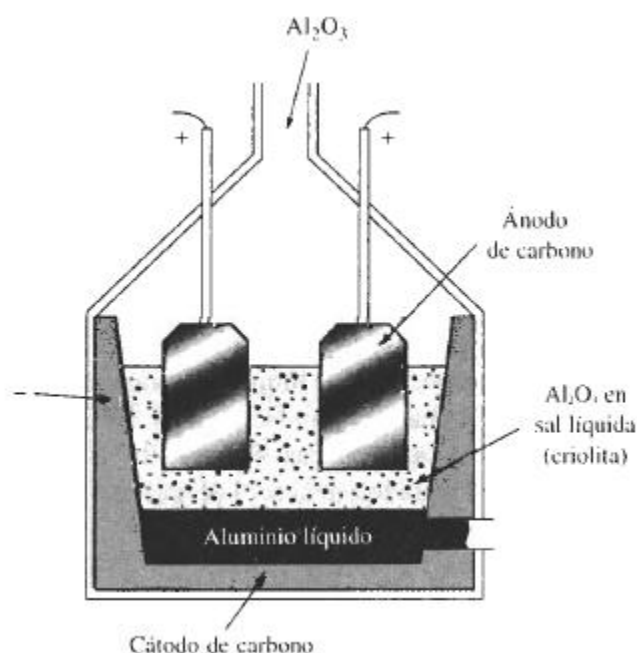


Figura. 2.24. Producción de aluminio en una celda electrolítica.



Figura. 2.25. Biela fabricada de aluminio.

El aluminio posee una densidad de 2,70 g/cm³, es decir, la tercera parte de la densidad del acero y un módulo de elasticidad de 70 GPa. Aunque las aleaciones de aluminio tienen propiedades a la tensión relativamente bajas en comparación con las del acero, su resistencia específica, es decir su relación resistencia-peso es excelente. A menudo se utiliza este metal cuando el peso es un factor de importancia, como en aeronaves y aplicaciones automotrices.

Asimismo también responde fácilmente a procesos de endurecimiento. La Tabla. 2.8, compara la resistencia mecánica del aluminio recocido puro con la de las aleaciones endurecidas mediante diversas técnicas. Las aleaciones pueden ser 30 veces más resistentes que el aluminio puro.

Material	Resistencia a la tensión (psi)	% de elongación	Limite elástico (aleación) / limite elástico (puro).
Aluminio puro	6500	60	
Aluminio puro comercial	13000	45	2
Aleación de aluminio endurecida por solución solida	16000	35	2,4
Aluminio trabajado en frio	24000	15	8,8
Aleación de aluminio endurecida por dispersión	42000	35	8,8
Aleación de aluminio endurecida por envejecimiento	83000	11	29,2

Tabla. 2.8. Efecto de los mecanismos de endurecimiento en el aluminio y en sus aleaciones.

Las propiedades físicas más importantes del aluminio, son la alta conductividad eléctrica y térmica, el comportamiento no magnético y una excelente resistencia a la oxidación y a la corrosión. Este elemento reacciona ante el oxígeno, incluso a temperatura ambiente, para producir una capa extremadamente delgada de óxido de aluminio, que protege el metal subyacente de muchos entornos corrosivos.

El aluminio no exhibe, sin embargo, un alto límite de endurecimiento, por lo que finalmente puede ocurrir fallo por fatiga incluso en bajos esfuerzos. Debido a su baja temperatura de fusión, no trabaja bien a temperaturas elevadas. Finalmente, las aleaciones de aluminio tienen baja dureza, lo que lleva a una mala resistencia al desgaste.

Las aleaciones de aluminio se pueden dividir en dos grupos de importancia: para forja y para fundición, dependiendo de su método de manufactura. Las aleaciones para forja que se conforman mediante deformación plástica, tienen composiciones y microestructuras significativamente distintas de las creadas para fundición, lo cual refleja los distintos requerimientos del proceso de manufactura. Dentro de cada grupo principal se pueden dividir las aleaciones en dos subgrupos: las tratables térmicamente y las no tratables térmicamente.

En las aleaciones para forja, las propiedades quedan controladas por endurecimiento por deformación, endurecimiento por solución sólida y control de tamaño de grano. Sin embargo, debido a que, a temperatura ambiente la solubilidad de los elementos de aleación y de aluminio es pequeña, el grado de endurecimiento por solución sólida resulta limitado.

Muchas de las aleaciones de aluminio para fundición más comunes, contienen suficiente silicio para causar una reacción eutéctica, dándoles bajos puntos de fusión, una fluencia adecuada, y baja temperatura de fusión. La fluidez es la capacidad del metal líquido para pasar por el molde sin solidificarse prematuramente, y la fundibilidad se refiere a la facilidad con la cual se puede hacer una buena fundición a partir de dicha aleación.

Las propiedades de las aleaciones aluminio-silicio se controlan mediante el endurecimiento por solución sólida de la matriz de aluminio α , con endurecimiento por dispersión de la fase β y con la solidificación, la cual controla el tamaño y forma de grano primario, así como la naturaleza del microconstituyente eutéctico. El enfriamiento rápido obtenido en la fundición a presión o en molde permanente incrementa la resistencia al refinar el tamaño de grano y el microconstituyente eutéctico. La refinación del grano utilizando adiciones de boro y de titanio, las modificaciones mediante sodio o estroncio para cambiar la estructura eutéctica y el endurecimiento con fósforo para refinar el silicio primario, son métodos que se aplican a ciertas aleaciones para mejorar la microestructura y, por tanto, el grado de endurecimiento por dispersión. Muchas aleaciones también contienen cobre, magnesio o zinc, lo que permite el endurecimiento por envejecimiento ^[3].

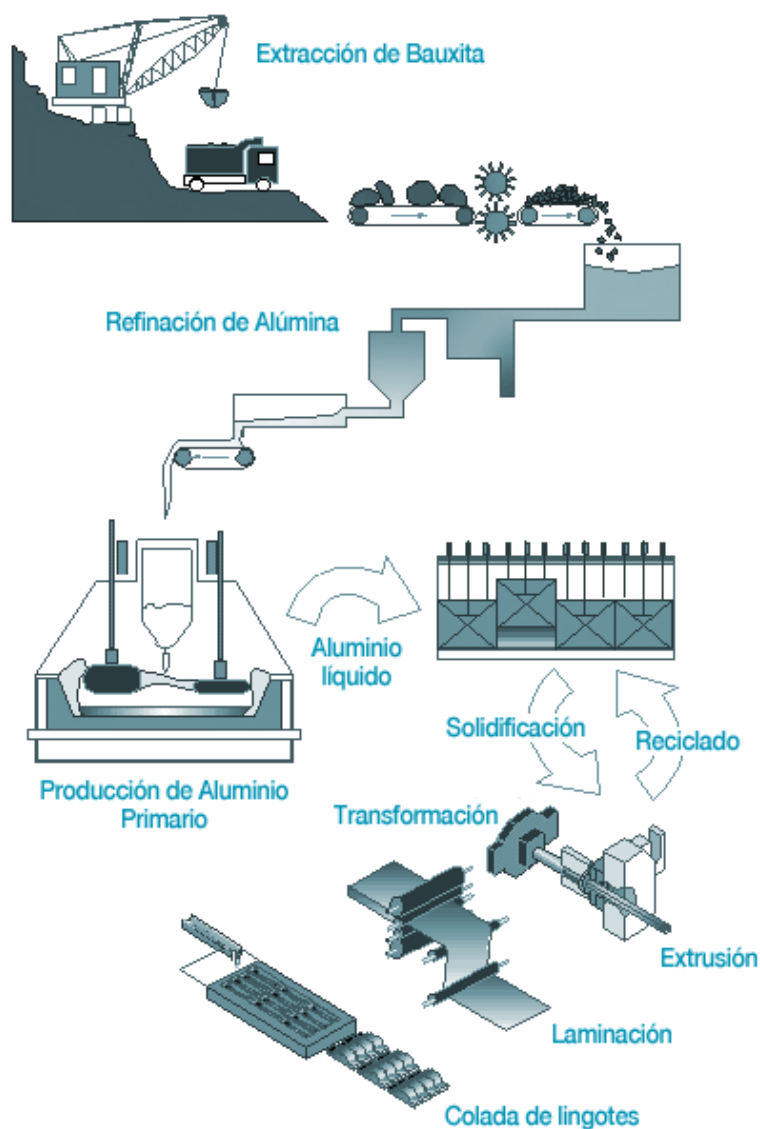


Figura. 2.26. Manufactura del aluminio.

Varias mejoras sobre las aleaciones convencionales de aluminio y sobre los métodos de manufactura (Figura. 2.26) han ampliado la utilidad de este metal. Se han introducido aleaciones que contienen litio, particularmente para la industria aeroespacial, ya que con ello se consigue reducir la densidad de estas aleaciones en un 10% respecto a las tradicionales (Figura.2.27). Asimismo aumenta el módulo de elasticidad y la resistencia puede ser igual o exceder la de las convencionales. La baja densidad, hace que la resistencia específica sea excelente. Estas aleaciones tienen una baja velocidad de crecimiento de grietas por fatiga, dando como resultado una mejora en este tipo de resistencia, y buena tenacidad a temperaturas criogénicas. También se puede manipular superplásticamente hacia formas complicadas y, por todo esto se las encuentra en aplicaciones de pisos, cubiertas y bastidores de aeronaves.

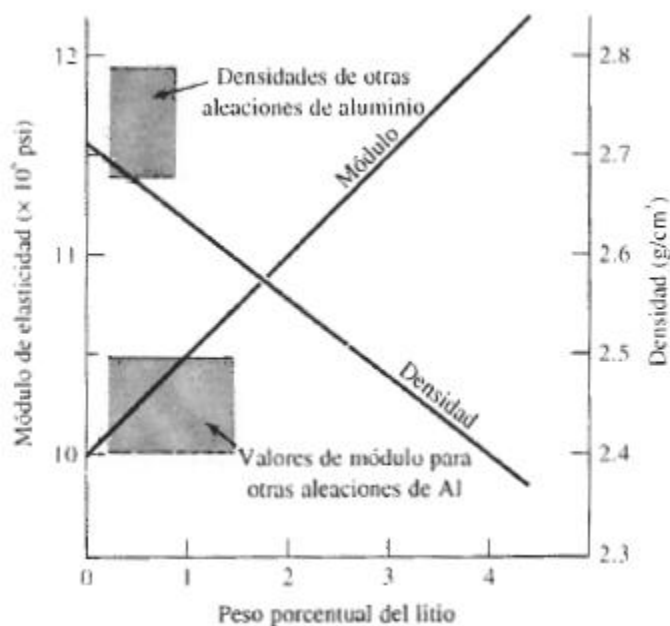


Figura. 2.27. Efecto del litio sobre la rigidez y densidad de las aleaciones de aluminio.

Los métodos modernos de manufactura, ayudan también, a mejorar la resistencia de las aleaciones de aluminio, particularmente a temperaturas elevadas. El “proceso de solidificación rápida”, en el cual la aleación líquida se divide en pequeñas gotas que se solidifican a gran velocidad, se combina con la metalurgia de polvos en la producción y fabricación de nuevas aleaciones. Las aplicaciones potenciales incluyen una diversidad de componentes estructurales aeroespaciales.

Igualmente, las aleaciones de aluminio se procesan mediante tixovaciado; la aleación de aluminio es agitada vigorosamente durante la solidificación, para dividir la estructura detrítica en pequeños granos redondos de aluminio primario, rodeados por un microconstituyente eutéctico. El lingote producido durante este proceso es posteriormente recalentado entre las temperaturas de liquidus y eutéctica. Cuando se le aplica presión, la parte de aleación líquida y sólida fluyen en un molde, o en un dado a presión, como si toda fuera líquida, produciendo un componente terminado con una microestructura uniforme y un mínimo de defectos de fundición. Por este método se pueden producir componentes automotrices, incluyendo pistones y ruedas, entre otros (Figura. 2.28).

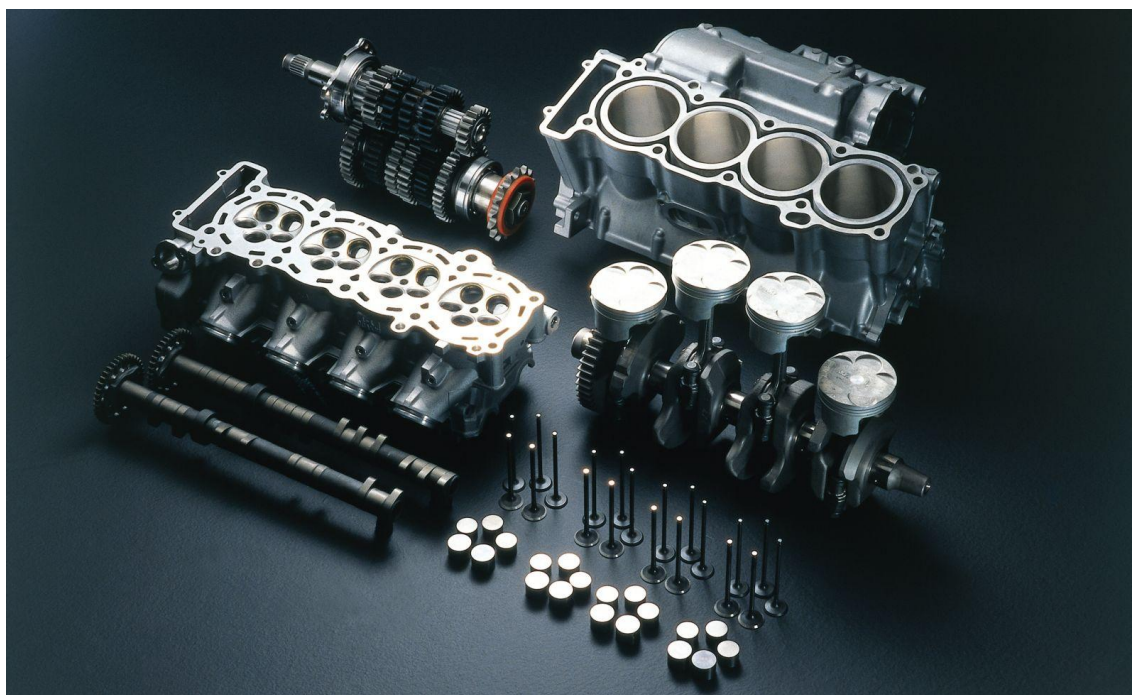


Figura. 2.28. Elementos automotrices fabricados de aleaciones de aluminio.

Como ya se mencionó anteriormente, las aleaciones de aluminio también se utilizan como materiales de matriz para los compuestos de matriz metálica (MMC) y como núcleos de estructuras tipo sándwich, debido a las mencionadas buenas propiedades mecánicas unidas a al bajo peso de este tipo de aleaciones.

2. 4. 2. Nomex ®.

El material conocido como Nomex® (Figura. 2.29) nace hace relativamente poco tiempo, ya que recientemente cumplió 40 años de su primera aparición. Este material fue desarrollado y comercializado por DuPont en el año 1967, nació de la mano de las investigaciones llevadas a cabo por Paul Morgan y Stephanie Kwolek. Aun así, fue otro investigador, en concreto Wilfred Sweeny, quien realizó los descubrimientos que finalmente permitieron desarrollarlo en la estación experimental de DuPont en EE. UU ^[16].

Sweeny encontró la forma de obtener un producto con un alto peso molecular que pudiese ser hilado en forma de fibra resistente y cristalina (más tarde conocida como Nomex®). Esta fibra poseía sobresalientes propiedades térmicas y resistentes a la llama. Por tanto se había conseguido fabricar un material muy resistente a la vez que ligero y resistente al fuego.

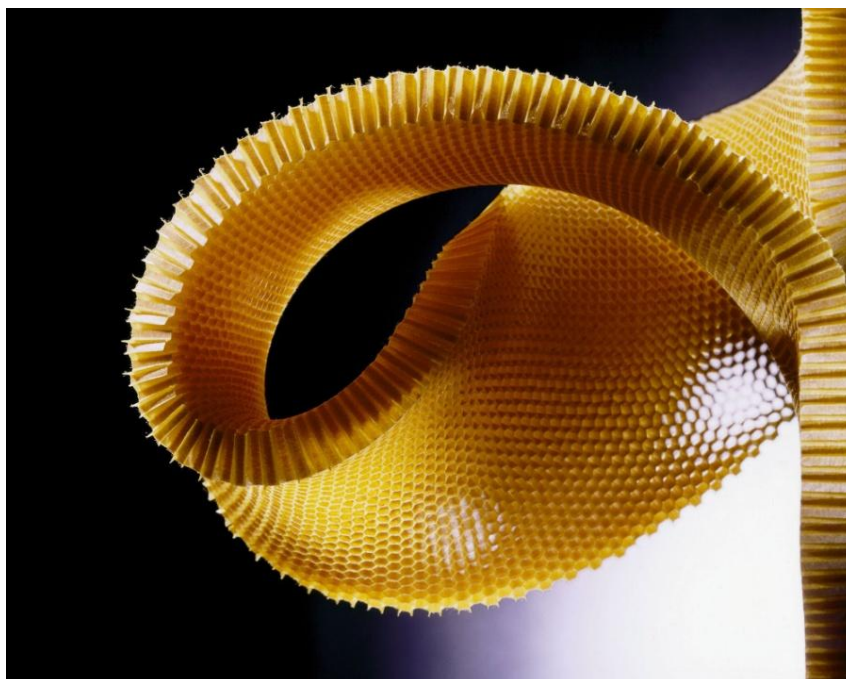


Figura. 2.29. Núcleo de nido de abeja de Nomex®.

En cuanto a la composición química del Nomex®, se puede decir que pertenece al grupo de las aramidas, perteneciendo a su vez a la familia de nylons. Todos estos materiales son polímeros. Concretamente el Nomex®, posee monómeros compuestos por grupos meta-fileno, es decir, los grupos de aramida se unen al anillo fenilo en las posiciones 1 y 3 (Figura. 2.30) ^[17].

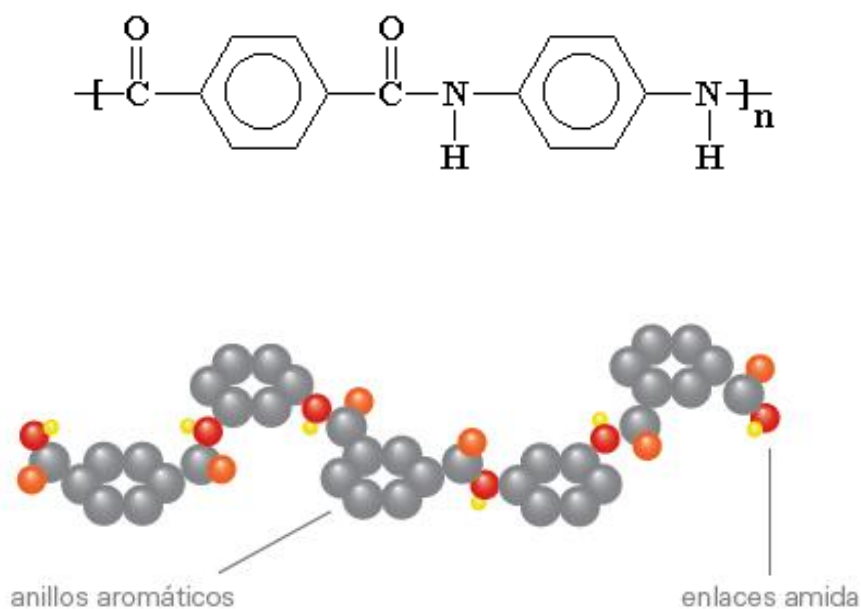


Figura. 2.30. Composición de la molécula de Nomex®.

El Nomex® presenta las siguientes propiedades ^[18]:

- Se trata, como se ha mencionado con anterioridad, de un material altamente resistente a la llama y al calor, solo empieza a descomponerse a temperaturas superiores a 370 °C. Su alto nivel de protección está integrado en la estructura molecular de la fibra. No proviene de un tratamiento químico. Esto significa que la resistencia al calor y a la llama de Nomex® es inherente y permanente. Por tanto la protección de este material perdurara durante toda su vida útil.
- Ofrece una resistencia excelente a líquidos como el agua, el petróleo e incluso aceite de motores y lubricantes.
- Posee una buena resistencia química y es químicamente estable bajo una gran variedad de condiciones de exposición. Es, además, resistente a la abrasión.
- El Nomex® es esencialmente inerte a la mayoría de los disolventes, y es totalmente resistente a los ataques de ácidos y álcalis. Es compatible con todas las clases de barnices y de pegamentos, de líquidos de transformadores, de aceites lubricantes, y de refrigerantes. Puesto que los productos de Nomex® no son digestibles, no son atacados por insectos, hongos, etc.
- Posee también unas muy buenas propiedades mecánicas, son resistentes, fuertes, flexibles y con buena resistencia al rasgado. También soportan bien el choque y las vibraciones excesivas, que podrían aparecer, por ejemplo, en motores para tracción ferroviaria o turbinas de gas.
- Fuerza eléctrica inherente. En tensiones eléctricas muy elevadas, como cortocircuitos, a corto plazo los productos de Nomex® de 18 a 40 V/mil de kV/mm (457 a 1015), dependiendo de tipo de producto y grueso, proporcionan la protección necesaria y adecuada.
- Capacidades Criogénicas. Nomex® ha encontrado una gran aceptación en una variedad de usos criogénicos debido a su estructura polimérica única. En el punto que hierve el nitrógeno (77 K), los cartones prensados de papel de Nomex® resisten plenamente las fuerzas de contracción/dilatación que aparecen.
- Insensibilidad a la humedad. En equilibrio con un 95% de humedad relativa, los papeles de Nomex® y los cartones prensados mantienen un 90% de su fuerza dieléctrica, mientras que muchas características mecánicas además mejoran.
- Resistencia de la radiación. Nomex® es esencialmente inafectado por 800 megarads (8Mgy) de radiación de ionización y todavía conserva características mecánicas y eléctricas útiles después de ocho veces esta exposición.
- No presentan toxicidad. Los productos de Nomex® no producen ninguna reacción tóxica conocida en seres humanos o animales. Los productos de Nomex® no se derriten y, con un índice limitador del oxígeno (LOI) en 220 °C sobre 20,8 (el valor crítico para la combustión en aire normal), no favorecen la combustión.

Ya en 1969 los primeros hombres que pisaron la luna llevaban trajes hechos con fibra Nomex®. Desde entonces, gracias a sus excelentes propiedades de resistencia a altas temperaturas, esta fibra viene siendo empleada para el vestuario de bomberos, pilotos de Fórmula 1, militares, policías, trabajadores de industrias petroquímicas, eléctricas, siderúrgicas, etc., así como para otros usos textiles donde se requiere protección contra el fuego o resistencia a altas temperaturas. La ropa fabricada a partir de fibras de Nomex® tiene una excepcional durabilidad, de hasta cinco veces mayor que el polyester/algodón usado para el mismo fin ^[16].

El Nomex® es un excelente aislante eléctrico por ello es empleado normalmente en casi cualquier lugar que se requiera un material que cumpla dichas necesidades. En sus variadas formas, sobre todo los papeles y los cartones prensados, es empleado para aislamiento en transformadores, motores eléctricos, electrodomésticos, generadores y todo tipo de equipos eléctricos.

El papel y el cartón prensado de Nomex® se utilizan en equipos electrónicos por sus características ignífugas excepcionales. También ofrecen alta resistencia térmica. Se utilizan generalmente en interruptores y controles, en dieléctricos, etc.

Otra aplicación importante del Nomex® es como elemento estructural dada su alta resistencia a la compresión y a la flexión, además de su bajo peso, lo hacen un material idóneo para componentes y piezas del sector aeronáutico. El Nomex® forma parte de la composición del armazón de la mayoría de los aviones comerciales existente en la actualidad ^[16]. También es empleado en la industria del automóvil como parte de la estructura de vehículos de alta gama.

2.5. Procesos de fabricación.

Los procesos de fabricación de los materiales compuestos son el factor determinante para definir la calidad y la aplicación de los materiales compuestos, un desajuste mínimo en estos procedimientos podrían dar lugar a fallos irreparables en el producto.

Dentro de los distintos procesos de fabricación podemos encontrar desde los más avanzados en cuanto a tecnología se refiere hasta a los más artesanos. A continuación se describirán brevemente los más importantes.

2.5.1. Moldeo por contacto. Laminación manual.

Dentro del moldeo por contacto se encuentra la técnica de laminación manual, esta técnica podría decirse que es la más antigua de todas las empleadas para la fabricación de materiales compuestos.

A pesar de ser una técnica sencilla, artesanal y con mucha dependencia de la pericia del operario, continua, a día de hoy, siendo la más difundida por su bajo coste además de su adecuación sin problemas a piezas de diferentes tamaños y formas.

El proceso de laminación propiamente dicho, consiste en la aplicación de sucesivas capas de material, en un molde, impregnadas con una resina, y compactadas mediante la acción de un rodillo o brocha, como se muestra en la Figura. 2.31. El hecho de pasar este rodillo tiene doble fundamento: ayudar a la impregnación del refuerzo y evitar que queden burbujas entre las capas del estratificado. La presión aplicada no es más que la que aporta la mano sobre el rodillo.

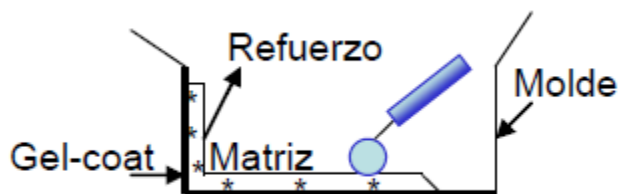


Figura. 2.31. Moldeo por contacto manual.

Como todo sistema productivo presenta ventajas e inconvenientes que serán tratados a continuación. Entre las ventajas que hacen de este proceso el más difundido se pueden destacar:

- Se trata de un método artesanal de enorme simplicidad, que no necesita, por tanto, mano de obra cualificada.
- No existe limitación en cuanto al tamaño de la pieza que se desea fabricar.
- El coste de los moldes es inferior al de otros métodos de producción.
- Los equipos y herramientas necesarias son muy simples y de coste relativamente bajo.
- Es una técnica ideal para la producción de lotes cortos de piezas y para prototipos, debido a la poca inversión económica necesaria.

En cuanto a las desventajas:

- Para piezas de gran tamaño la mano de obra necesaria resulta ser numerosa.
- La cantidad de volátiles en el medio de trabajo es muy alta.
- Debido lo artesanal del proceso la productividad es baja.
- La calidad del estratificado dependerá de la habilidad del operario, condicionando el producto final.
- Comparando las piezas iguales obtenidas por este proceso y por otros, se obtienen peores propiedades mecánicas.
- La proporción de fibras que se puede incorporar es limitada.

Las piezas que se obtiene por este proceso se suelen utilizar en cubiertas de barcos.

2.5.2. Moldeo por inyección simultánea.

Esta técnica consiste en la proyección simultánea sobre el molde de fibras cortadas y resina canalizada. El equipo de proyección está formado por una máquina para cortar las fibras y una pistola de aire comprimido que se usa para proyectar la resina y las fibras cortadas (Figura. 2.32).

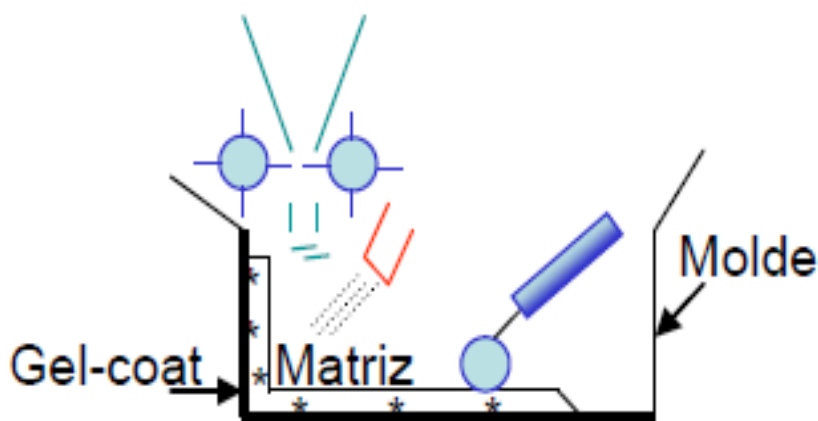


Figura. 2.32. Moldeo por inyección simultánea.

La mezcla de los componentes implicados (resina y fibras) se puede llevar a cabo de dos formas: con una boquilla que proyecte la resina acelerada o con dos boquillas, una proyecta la resina con acelerador y la otra la proyecta con catalizador.

Después de este primer proceso, se lleva a cabo la impregnación de refuerzo por la resina, a continuación la adaptación del material compuesto al molde, después el curado de la resina y finalmente el desmoldeo de la pieza final.

Entre las ventajas de este proceso productivo se encuentran:

- El equipo necesario para este proceso es de coste relativamente bajo.
- El uso de fibras largas que posteriormente se cortan abarata el precio de las piezas.
- Las tasas de producción son más elevadas que con las técnicas manuales.

A pesar de lo citado, este proceso no está exento de desventajas:

- La calidad de la pieza moldeada, al igual que para el moldeo manual, depende de la habilidad del operario.
- Las piezas tienen propiedades mecánicas limitadas por el uso de fibras cortas.
- Se trata de un proceso poco económico para pequeñas producciones.

Normalmente las piezas obtenidas por este proceso son bañeras, depósitos, cascos de barcos o piscinas entre otras muchas aplicaciones.

2. 5. 3. Moldeo a vacío o a presión de aire.

Esta técnica no es más que una variante del moldeo manual citado con anterioridad. Consiste básicamente en aplicar el vacío o la presión atmosférica a la pieza.

En el moldeo a vacío (Figura. 2.33) lo que se hace es colocar el contra molde recubierto de una membrana estanca, a continuación con una bomba se produce el vacío y con ello se consigue que el contramolde poroso adapte la resina al molde y favorezca la eliminación de las posibles burbujas.

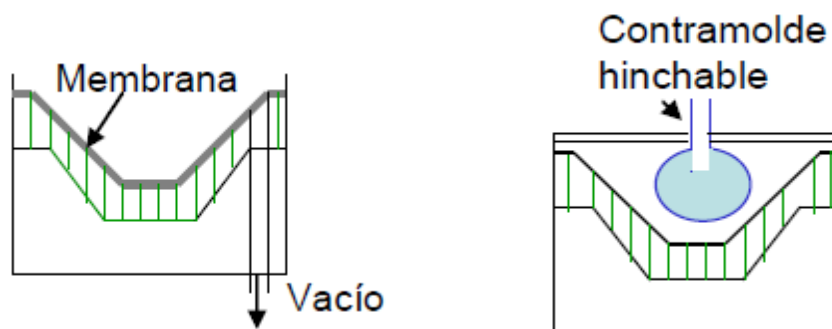


Figura. 2.33. Moldeo al vacío (izquierda) y por presión (derecha).

Por otra parte, en el moldeo a presión de aire, el contra molde deformable se hincha con aire presionando el molde principal, forzando de esta forma, la impregnación del refuerzo con la resina.

Como ventajas principales de este proceso se destacan:

- Debido a la distribución uniforme de la resina y a la disminución de las inclusiones de aire, se obtienen piezas con buenas propiedades mecánicas.
- Al contrario que en los dos procesos vistos con anterioridad, se puede conseguir un buen aspecto superficial en ambas caras con el uso de un contra molde rígido.

Dentro de las desventajas se citan las siguientes:

- La calidad de pieza moldeada depende en gran medida de la habilidad del operario.
- Los moldes deben ser, en estos procesos, estancos y de gran resistencia.
- La producción de piezas con estos procedimientos es lenta.

Con esta técnica se pueden obtener paneles sándwich, formas semiesféricas, etc.

2.5.4. Moldeo por enrollamiento.

En este proceso se dispone de un mandril que rota alrededor de su eje de giro. El refuerzo en forma de filamento se introduce en el baño de resina para su impregnación y se va enrollando alrededor del mandril (Figura. 2.34).

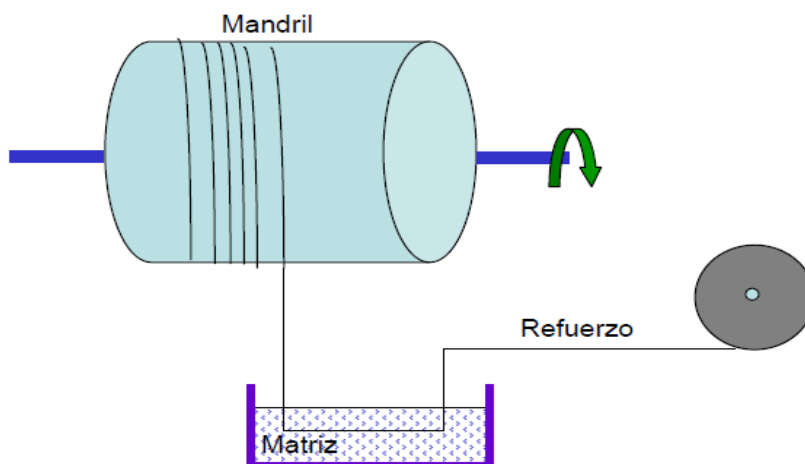


Figura. 2.34. Moldeo por enrollamiento.

Dependiendo de los movimientos relativos del mandril y sistema de aplicación de refuerzo, se tienen dos tipos distintos de enrollamiento:

- Circunferencial, en el cual el refuerzo forma un ángulo de 90° respecto del eje del mandril; proporcionando buenas propiedades radiales pero deficientes en la dirección axial.
- Helicoidal. Es el más común. El esfuerzo forma un ángulo variable respecto del eje del mandril. Este ángulo varía en función del nivel de propiedades deseadas en las direcciones longitudinales y radiales.
- Polar. El mandril puede rotar simultáneamente en tres direcciones. Permite la fabricación de piezas con extremidades esféricas sin discontinuidades en el enrollamiento.

Entre las ventajas principales de estos procedimientos se encuentran:

- El proceso puede ser en gran medida automatizado.
- Las piezas obtenidas tienen buenas propiedades mecánicas.
- Hay posibilidad de fabricación de piezas de gran tamaño.

Las desventajas son las siguientes:

- El equipo necesario es costoso.
- En la selección del mandril se debe tener en cuenta que se debe extraer la pieza que se contrae durante el curado.

Las piezas que se obtienen van desde mástiles de embarcaciones a palas de aerogeneradores.

2. 5. 5. Moldeo por centrifugación.

En esta técnica (Figura. 2.35) se dispone de un molde de revolución que gira y en el que se introduce de forma continua y simultanea el refuerzo en forma de fibras cortas y la resina acelerada y catalizada. La polimerización se puede hacer bien, a temperatura ambiente o mediante la aplicación de calor.

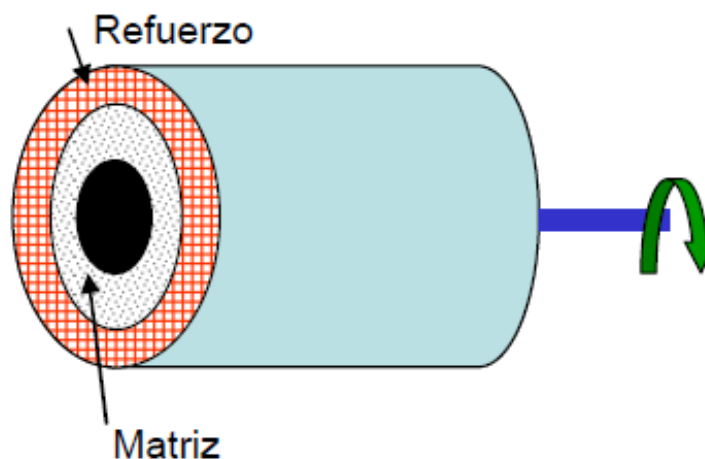


Figura. 2.35. Moldeo por centrifugación.

Este procedimiento de molde posee las siguientes ventajas.

- Las piezas que se obtienen presentan un espesor y un diámetro bien definidos.
- Presentan un desmoldeo relativamente sencillo debido a la contracción de la resina.

Entre las desventajas:

- Debido a la imposibilidad de orientar el refuerzo las características mecánicas son inferiores a las del moldeo por enrollamiento.
- El equipo necesario para este proceso es de coste elevado.

Las piezas obtenidas mediante esta técnica son principalmente tuberías, fosas sépticas, etc.

2. 5. 6. Estratificación continuá.

En esta técnica (Figura. 2.36) los refuerzos se impregnan con la resina catalizada y se hacen pasar por unos rodillos de calandrado que dan forma a la pieza. A continuación se lleva a cabo la polimerización en un horno en forma de túnel, cuya longitud depende de la temperatura y de la resina. Por último, el material se corta con la longitud deseada.

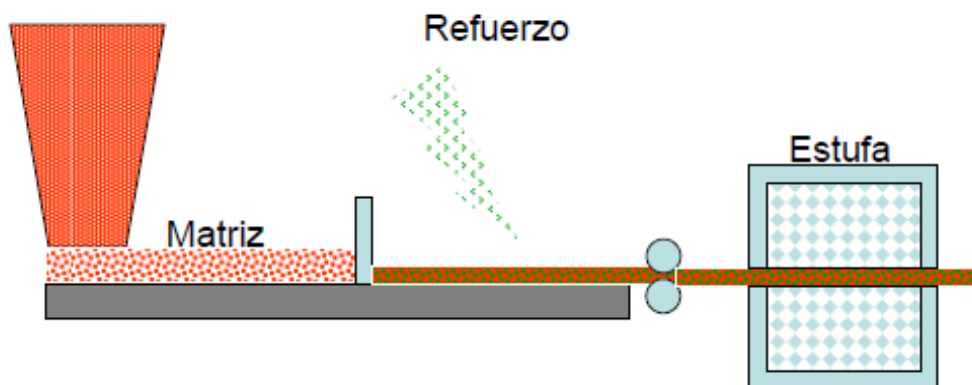


Figura. 2.36. Estratificación continuá.

Entre las ventajas de esta técnica se pueden destacar:

- La posibilidad de automatizar el proceso.
- El trabajo es de forma continua.

Entre sus desventajas se citan:

- Las piezas no poseen buenas propiedades mecánicas.
- El equipo para conseguir estas piezas tiene un elevado coste.

Las piezas obtenidas por esta técnica pueden ser: paneles sándwich, paneles ondulados para tejados, etc.

2. 5. 7. Moldeo por compresión.

En esta técnica se utilizan resinas de alta reactividad y exotermia elevada. El moldeo se lleva a cabo en una prensa, tal y como se muestra en la Figura. 2.37. Los refuerzos pueden encontrarse en diferentes formas. El curado se realiza durante la compresión. El moldeo por compresión puede ser en frío o en caliente.

En el moldeo en frío la compresión se lleva a cabo en una prensa sin calentamiento, aprovechando la exotermicidad de la polimerización de la resina. En cambio en el moldeo en caliente, el molde se calienta previamente mediante un fluido o por resistencias.

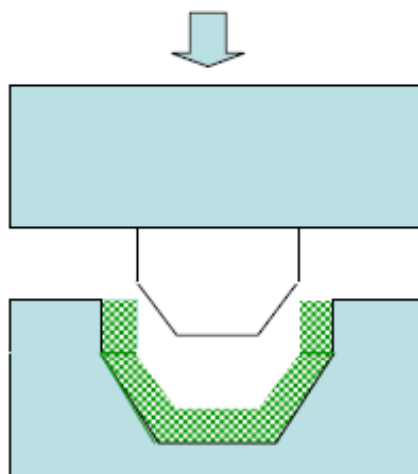


Figura. 2.37. Moldeo por compresión.

Entre las ventajas de este proceso destacan:

- Se consigue un buen acabado en ambas caras del material.
- El espesor de la pieza es constante.
- Las inversiones en el equipo son relativamente bajas.

Entre las desventajas se encuentran:

- Los moldes son más caros que en el moldeo por contacto.
- Se pierde gran cantidad de material en las rebabas.
- Solo existe la posibilidad de la fabricación de formas simples.

Las piezas que resultan de este proceso van desde señales de tráfico y carrocerías de vehículos hasta raquetas de tenis.

2. 5. 8. Estampación de plásticos reforzados.

El procedimiento de estampación se puede dividir en varias etapas: primeramente se cortan las placas, a continuación se precalientan mediante un horno de aire o túnel de infrarrojos; después se llevan las laminas reblandecidas hasta el molde donde se cierra la presa y se consigue la estampación; por último es necesario el enfriamiento de la pieza que puede ser dentro o fuera de la misma. Todo este proceso puede verse en la Figura. 2. 38.

La estampación puede darse en estado sólido o en caliente, en la primera, la temperatura de trabajo es inferior a la temperatura de fusión de la matriz, todo lo contrario ocurre con el otro caso en el que la temperatura es superior.

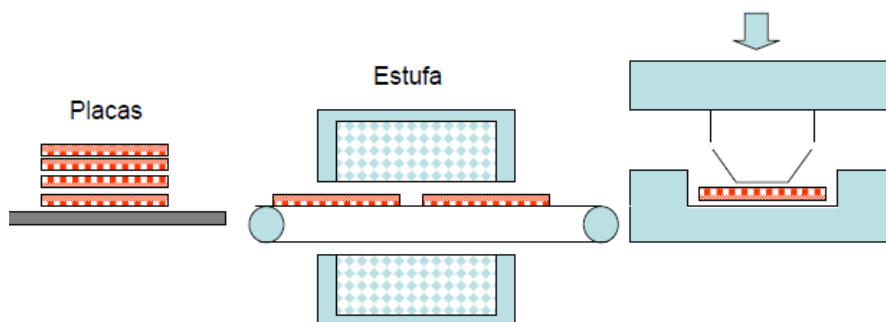


Figura. 2.38. Estampación de plásticos reforzados.

Esta técnica posee importantes ventajas:

- Existe la posibilidad de la obtención de grandes volúmenes de producción ya que los ciclos del moldeo son cortos.
- Las piezas obtenidas poseen muy buenas propiedades mecánicas.

Entre las desventajas:

- Tendencia a la fluencia de los materiales termoplásticos.
- La impregnación de las fibras es compleja debido a la alta viscosidad de la resina termoplástica.

Las piezas que se consiguen mediante esta técnica pueden ser: salpicaderos, estructuras sándwich, etc.

2. 5. 9. Moldeo por inyección.

El material formado por matriz termoplástica o termoestable y refuerzo se alimenta mediante una tolva. Después es transportado hasta el molde por medio de un tornillo sin fin. El sistema se calienta mediante un fluido térmico o resistencias. A continuación, se inyecta el material en el molde. Si la matriz es termoestable el molde se calienta mediante resistencias, si la matriz es termoplástica el molde se enfría con agua. Cuando la pieza está rígida se abre el molde y se extrae el producto final, como se observa en la siguiente figura.

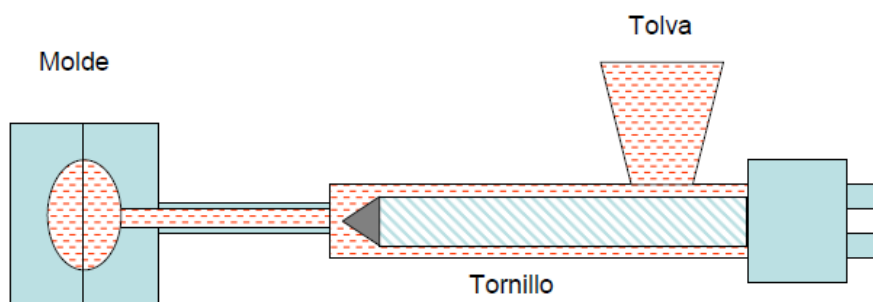


Figura. 2.39. Moldeo por inyección.

Como principales ventajas se destacan:

- La posibilidad de la automatización del proceso.
- Se consiguen altas cadencias de producción.

Como principal desventaja se pueden citar las relativamente bajas propiedades mecánicas que poseen las piezas fabricadas.

Mediante esta técnica se fabrican desde faros de coches hasta paneles de construcción.

2. 5. 10. Moldeo por Pultrusión.

En esta técnica, (Figura. 2.40) el refuerzo pasa por los elementos de conformado que aseguran la correcta entrada de estos en la hilera. En la hilera caliente, tiene lugar de forma simultánea la obtención de la forma del perfil y el reticulado de la resina. La impregnación de los refuerzos puede ser por impregnación o por inyección.

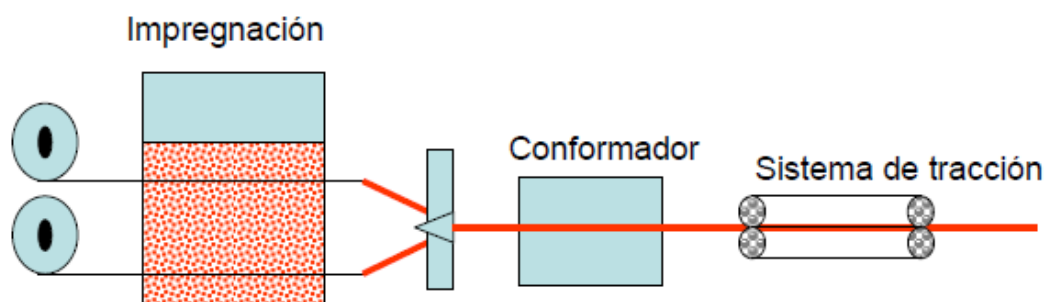


Figura. 2.40. Moldeo por pultrusión.

Entre las ventajas de este proceso se pueden destacar:

- La posibilidad de producir en continuo series elevadas.
- Se pueden conseguir gran variedad de propiedades mecánicas en función de la naturaleza y porcentaje de refuerzo empleado.

Como desventajas se citan:

- El equipo necesario requiere inversiones elevadas.
- El proceso requiere de mano de obra cualificada.

2. 6. Método de los elementos finitos.

Las limitaciones de la mente humana hacen que no se pueda captar el comportamiento del mundo complejo que la rodea en una sola operación global. Por ello una forma natural de proceder de ingenieros, científicos e incluso economistas, consiste en separar los sistemas en sus componentes individuales o elementos, cuyo comportamiento pueda conocerse sin dificultad, y a continuación reconstruir el sistema original para estudiarlo a partir de dichos componentes.

En muchos casos se obtiene un modelo adecuado utilizando un número finito de componentes bien definidas. A estos problemas se les denomina “discretos”. En otros, la subdivisión prosigue infinitamente y el problema solo puede definirse haciendo uso de la teoría matemática de infinitésimos. Ello conduce a ecuaciones diferenciales o expresiones equivalentes con un número infinito de elementos implicados. A tales sistemas se les conocen como “continuos”.

Con la aparición de los ordenadores, los problemas discretos pueden resolverse generalmente sin gran dificultad, aun cuando el número de elementos necesario para el cálculo correcto sea muy elevado. Al ser la capacidad de las computadoras finita, los problemas continuos solo pueden resolverse de forma exacta mediante manipulaciones matemáticas. En este aspecto, las técnicas matemáticas disponibles suelen limitar las posibilidades a cosas extremadamente simplificadas.

Para, de algún modo, poder dar solución a los problemas continuos reales, ingenieros y matemáticos han ido proponiendo a través de los años distintos métodos de “discretización”. Para estos, se hace necesaria efectuar alguna aproximación de tal naturaleza que quepa esperar que la misma se acerque, tan estrechamente como se desee, a la solución continua verdadera, a medida que crezca el número de variables discretas.

La “discretización” de problemas continuos ha sido abordada de manera diferente por matemáticos e ingenieros. Los primeros han desarrollado técnicas generales aplicables directamente a las ecuaciones diferenciales que rigen el problema, tales como aproximaciones por diferencias finitas, diferentes métodos de residuos ponderados, o técnicas aproximadas para determinar puntos estacionarios de “funcionales” definidos en forma apropiada. Los ingenieros, por otra parte, suelen enfrentarse al problema más intuitivamente, creando una analogía entre elementos discretos reales y porciones finitas de un dominio continuo. A modo de ejemplo, se podría citar, que en 1940, en el campo de la mecánica de sólidos, se demostró que se pueden obtener soluciones razonablemente buenas de un problema continuo, sustituyendo pequeñas porciones del continuo por una distribución de barras elásticas simples. Aun con el mismo contexto, y de forma posterior, se demostró también que se pueden sustituir las propiedades del continuo de un modo más directo, y no menos intuitivo, suponiendo que las pequeñas porciones del mismo, o elementos, se comportan de una cierta forma simplificada.

Fue de la posición de “analogía directa”, adoptada por los ingenieros, de donde nació la expresión “elemento finito”, y que supone el uso preciso de la metodología general aplicable a sistemas discretos. Esto, tanto desde el punto de vista conceptual como del numérico, es de la mayor importancia. El primero permite una mejor comprensión del problema, el segundo el uso de un criterio unificado para abordar una gran variedad de problemas y desarrollar procedimientos generales de cálculo.

Desde las primeras aplicaciones de este método, se han ido desarrollando métodos generales para analizar problemas de naturaleza discreta. El ingeniero civil, que trabaja con estructuras, calcula primero las reacciones entre fuerza y desplazamiento para cada miembro de la estructura y después procede al ensamblaje o unión del conjunto, siguiendo un procedimiento bien definido que consiste en establecer el equilibrio local en cada “nudo” o punto de unión de la estructura. A partir de tales ecuaciones se pueden obtener los desplazamientos desconocidos. Análogamente el ingeniero hidráulico o eléctrico que trabaja con conducciones hidráulicas o con redes de componentes eléctricos, establece primeramente una relación entre corrientes (flujos) y potenciales para cada elemento aislado y después procede a unir el conjunto imponiendo la continuidad de los flujos.

Todos estos análisis siguen un patrón general que puede adaptarse universalmente a todos los sistemas discretos. Es por tanto posible definir un sistema discreto tipo.

La existencia de una manera única para abordar los problemas discretos tipo conduce a la primera definición del método de los elementos finitos como procedimiento de aproximación de problemas continuos, de tal forma que:

- El problema continuo se divide en un número finito de partes o elementos, cuyo comportamiento se especifica mediante un número finito de parámetros asociados a ciertos puntos característicos denominados nodos. Estos nodos son los puntos de unión de cada elemento con sus adyacentes.
- La solución del sistema completo sigue las reglas de los problemas discretos. El sistema completo se forma por ensamblaje de los elementos.
- Las incógnitas del problema dejan de ser funciones matemáticas y pasan a ser el valor de estas funciones en los nodos.
- El comportamiento en el interior de cada elemento queda definido a partir del comportamiento de los nodos mediante las adecuadas funciones de interpolación o funciones de forma.

Se podrá encontrar que numerosos métodos clásicos de aproximación se incluyen en esta categoría, así como también varios métodos clásicos de aproximaciones de naturaleza técnica. Es difícil por tanto hablar de los orígenes del método de los elementos finitos y del preciso momento de invención. Sin embargo, las ideas básicas de este método se originaron en avances en el análisis estructural de la industria aeronáutica en la década de los '50. En la década del '60 el método fue generalizado para la solución aproximada de problemas de análisis de tensión, flujo de fluidos y transferencia de calor.

El primer libro conocido sobre elementos finitos fue publicado en 1967 por Zienkiewicz y Cheung. En la década de los '70 el método fue extendido al análisis de problemas no lineales de la mecánica del continuo. Hoy el método, como se ha venido diciendo, permite resolver prácticamente cualquier situación física que pueda formularse mediante un sistema de ecuaciones diferenciales.

En sus principios, el método de los elementos finitos no llegó masivamente a la práctica de la ingeniería debido a la no disponibilidad de computadoras en los estudios de ingeniería y por otro lado, al requisito de conocimientos profundos no solamente de la técnica y de los modelos matemáticos pertinentes, sino también de programación computacional. Actualmente, la situación es completamente diferente, ya que las modernas computadoras personales soportan sin inconvenientes poderosos programas de propósito general de fácil utilización.

El modelo de elementos finitos, como se ha dicho, es un método numérico de resolución de ecuaciones diferenciales. La solución obtenida por este modelo, es solamente una aproximación a la solución exacta, coincidiendo con esta en un número finito de puntos, los nodos. En los otros puntos, la aproximación se obtiene interpolando a partir de los resultados obtenidos entre los distintos nodos.

El conjunto de puntos donde se obtiene la solución exacta se le conoce como conjunto de nodos. Dicho conjunto, forma una red, denominada malla, formada por retículos. Cada uno de estos retículos, contenidos en dicha malla es un “elemento finito”. El conjunto de nodos, se obtiene mediante la “discretización” de la estructura en elementos, que pueden tener formas variadas.

Desde el punto de vista de la programación algorítmica modular las tareas necesarias para llevar a cabo un cálculo mediante un software que aplique el método de los elementos finitos se divide en las siguientes etapas o módulos.

- **Preproceso:** Consiste en la definición de la geometría, generación de la malla, definición de las condiciones de contorno, asignación de las propiedades de los materiales y otras características propias del modelo. En ciertas ocasiones se deben emplear operaciones de refinado de la malla con el fin de garantizar una aproximación más correcta o una mejor convergencia del cálculo.
- **Cálculo o solución del análisis:** El resultado de preproceso, en un problema simple que no dependa del tiempo, permite generar un conjunto de N ecuaciones con N incógnitas, que puede ser resuelto con cualquier algoritmo para la solución de sistemas de ecuaciones lineales. Cuando el problema es no lineal o dependiente del tiempo, a veces el cálculo consiste en una sucesión finita de sistemas de N ecuaciones y N incógnitas que deben resolverse uno a continuación de otro, y cuya entrada depende o está relacionada directamente con el paso anterior.
- **Postproceso:** El cálculo proporciona valores de cierto conjunto de funciones en los distintos nodos de la malla que define la discretización, en el postproceso se calculan magnitudes derivadas de los valores obtenidos para los nodos, y en

ocasiones se aplican operaciones de suavizado, interpolación e incluso determinación de errores de aproximación.

El proceso de análisis de un problema físico mediante elementos finitos se muestra en la siguiente figura.

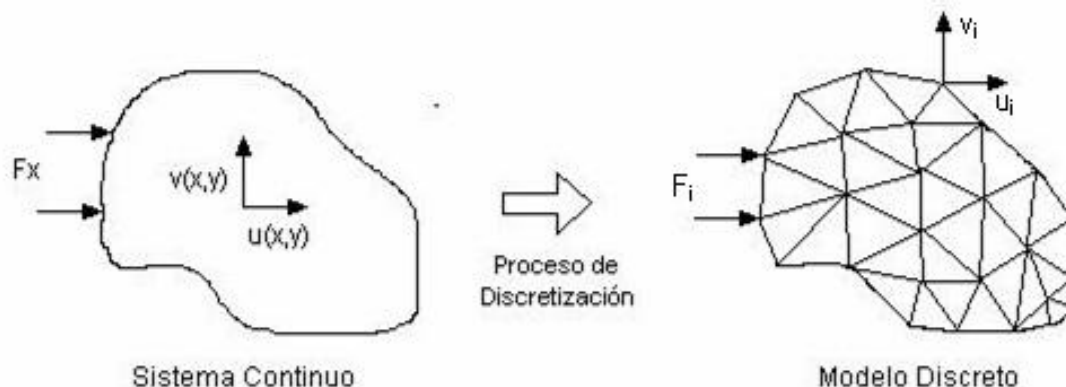


Figura. 2.41. Método de los elementos finitos.

El primer paso en el preproceso es construir un modelo de elementos finitos de la estructura a ser analizada. En algunos software se requiere la entrada de una descripción topológica de las características geométricas de la estructura. Ésta puede ser de una, dos o tres dimensiones. El objetivo principal del modelo es replicar de manera realista los parámetros importantes y características del modelo real. La manera más sencilla para conseguir similitud en el análisis es utilizar planos de la estructura, modelos CAD, o datos importados de un ambiente de análisis mediante elementos finitos. Una vez se ha creado la geometría, se utiliza un procedimiento para definir y dividir el modelo en "pequeños" elementos, es decir se debe generar la malla.

En el preproceso la malla creada en general, puede constar de miles de puntos. La información sobre las propiedades del material y otras características del problema se almacena junto con la información que describe la malla. Por otro lado las fuerzas, los flujos térmicos o las temperaturas se reasignan a los puntos de la malla. A los nodos de la malla se les asigna una densidad por todo el material dependiendo del nivel de la tensión mecánica u otra propiedad. Las regiones o lugares de la estructura que reciban mayor cantidad de tensión, así como las regiones donde desde el punto de vista de resultados nos interese mayor precisión; presentará una mayor densidad de nodos, es decir una malla más fina.

Los puntos de interés donde resultaría interesante crear una malla más fina podrían ser: puntos de fractura previamente probados, entrantes, esquinas, detalles complejos, y áreas de elevada tensión.

En el preproceso se realizan varias tareas hasta llegar a la creación y posterior afinamiento de la malla, estas podrían resumirse en los siguientes puntos:

1. La estructura continua se divide en un número de elementos finitos determinado. Esta parte del proceso suele desarrollarse mediante algoritmos incorporados a programas informáticos de mallado durante la etapa de preproceso.
2. Los elementos en los que se divide el modelo continuo están conectados entre sí mediante un número discreto de nodos, situados en sus contornos. Los desplazamientos de estos nodos, serán las incógnitas del problema.
3. Se toma un conjunto de funciones que definan de manera única el campo de desplazamientos dentro de cada elemento en función de los desplazamientos nodales de dicho elemento.
4. Estas funciones definirán de esta forma de manera única el estado de deformación del elemento en función de los desplazamientos nodales. Estas deformaciones, junto con las propiedades constitutivas de material, definirán a su vez el estado de tensiones en todo el elemento, y por consiguiente en sus contornos.
5. Se determina un sistema de fuerzas concentradas en los nodos, tal que equilibre las tensiones en el contorno y cualquier carga repartida, resultando así una relación entre fuerzas y desplazamientos.

Tanto en un problema mecánico lineal que no dependa del tiempo, como un problema de análisis estructural estático o un problema elástico, el cálculo generalmente se reduce a obtener los desplazamientos en los nodos y con ellos definir de manera aproximada el campo de desplazamientos en el elemento finito.

Cuando el problema no es lineal, en general la aplicación de las fuerzas requiere la aplicación incremental de estas, considerando incrementos numéricos, y calcular en cada incremento algunas magnitudes referidas a los nodos. Algo similar sucede con los problemas dependientes del tiempo, para los que se considera una sucesión de instantes, en general bastante cercanos en el tiempo, y se considera el equilibrio en cada instante. En general estos dos últimos tipos de problemas requieren un tiempo de cálculo substancialmente más elevado que en un problema estacionario y lineal.

Desde el punto de vista del postproceso, el modelo de elementos finitos, es usado para calcular problemas tan complejos, que los ficheros que se generan como resultado tienen tal cantidad de datos que resulta casi obligatorio procesarlos de alguna manera adicional para hacerlos más comprensible e ilustrar diferentes aspectos del problema. En la etapa de postproceso los resultados obtenidos de la resolución del sistema son estudiados, para obtener representaciones gráficas y obtener magnitudes derivadas, que permitan extraer conclusiones del problema.

El postproceso generalmente requiere software adicional para organizar los datos de salida, de tal manera que sea más fácilmente comprensible el resultado y permita decidir si ciertas consecuencias del problema son o no aceptables. En el cálculo de estructuras por ejemplo, el postproceso puede incluir comprobaciones adicionales de si una estructura cumple

los requisitos de las normas pertinentes, calculando si se sobrepasan tensiones admisibles, o existe la posibilidad de pandeo en la estructura.

Los resultados entonces pueden ser estudiados utilizando herramientas visuales dentro del ambiente del análisis mediante elementos finitos, para ver y para identificar completamente las implicaciones del análisis. Herramientas numéricas y gráficas permiten la localización precisa de información como esfuerzos y deformaciones.

El modelo de elementos finitos se ha convertido en los últimos años en una solución para la tarea de predecir los fallos debidos a tensiones desconocidas, enseñando los problemas de la distribución de tensiones en el material y permitiendo a los diseñadores ver todas las tensiones involucradas. Este método de diseño y prueba del producto es superior, desde el punto de vista económico, al ensayo y error en donde hay que mantener costos de manufactura asociados a la construcción de cada ejemplar para las pruebas.

Las grandes ventajas del cálculo por ordenador empleando el análisis mediante elementos finitos se pueden resumir en:

- Hace posible el cálculo de estructuras que, bien por el gran número de operaciones en su resolución eran, en la práctica, inabordables mediante el cálculo manual.
- En la mayoría de los casos reduce a límites despreciables el riesgo de errores operativos.

En general el análisis mediante elementos finitos, tal como se usa actualmente, tiene algunas limitaciones:

- Calcula soluciones numéricas concretas y adaptadas a unos datos particulares de entrada, no puede hacerse un análisis de sensibilidad sencillo que permita conocer como variará la solución si alguno de los parámetros se altera ligeramente. Es decir, proporciona sólo respuestas numéricas cuantitativas concretas no relaciones cualitativas generales.
- Proporciona una solución aproximada cuyo margen de error en general es desconocido. Si bien algunos tipos de problemas permiten acotar el error de la solución, debido a los diversos tipos de aproximaciones que usa el método, los problemas no lineales o dependientes del tiempo en general no permiten conocer el error.
- La mayoría de aplicaciones prácticas requieren mucho tiempo para ajustar detalles de la geometría, existiendo frecuentemente problemas de mal ajuste de las mallas, desigual grado de convergencia de la solución aproximada hacia la solución exacta en diferentes puntos, etc. En general una simulación requiere el uso de numerosas pruebas y ensayos con geometrías simplificadas o casos menos generales que el que finalmente pretende simularse, antes de empezar a lograr resultados satisfactorios, lo que incrementa notablemente el tiempo de proceso.

En cuanto a las aplicaciones industriales del análisis de elementos finitos, existe una gran variedad de especializaciones bajo el ámbito de la ingeniería mecánica tal como lo es la aeronáutica, biomecánica, y las industrias automotrices (Figura. 2.42), que emplean este método integrado en el diseño y desarrollo de sus productos. Varios paquetes modernos de análisis de elementos finitos incluyen componentes específicos como el térmico, electromagnético, fluido y ambientes de trabajo estructural. En una simulación estructural el análisis de elementos finitos ayuda a producir visualizaciones de rigidez y fuerza (Figura. 2.43) y además ayuda a minimizar peso, materiales y costos. El análisis de elementos finitos permite una detallada visualización de en donde las estructuras se doblan o tuercen, e indica la distribución del esfuerzo y los desplazamientos. Los programas computacionales de análisis de elementos finitos proveen un amplio rango de opciones de simulación para controlar la complejidad de ambos, el modelado y el análisis de un sistema. De forma similar, el nivel deseado de precisión y los requerimientos de tiempo computacional asociados pueden ser manejados simultáneamente para atender a la mayoría de las aplicaciones de ingeniería.

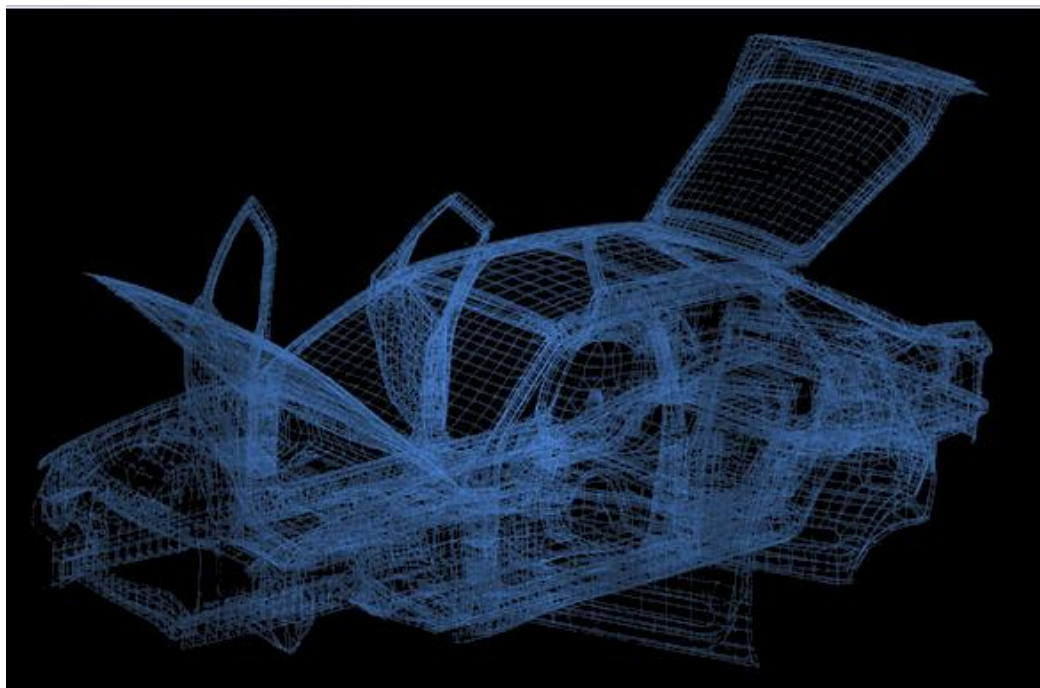


Figura. 2.42. Análisis de elementos finitos aplicado al cálculo de la estructura de un automóvil.

El análisis de elementos finitos, permite la construcción de diseños enteros, su afinamiento y la optimización de éstos antes de que el diseño sea manufacturado. Esta poderosa herramienta de diseño ha mejorado enormemente, tanto, el estándar de diseños en ingeniería, como la metrología del proceso del diseño en muchas aplicaciones industriales.

La introducción del análisis de elementos finitos ha reducido el tiempo que se toma para llevar productos desde el concepto hasta la línea de producción. A través de la mejora de diseños de prototipos iniciales usando el análisis de elementos finitos se han acelerado, principalmente, las pruebas y el desarrollo del producto.

En resumen, los beneficios del análisis de elementos finitos son: una alta precisión, diseño mejorado, y una mejor percepción de los parámetros críticos de diseño, prototipos virtuales, menos prototipos de hardware, y ciclo de diseño más rápido y económico, alza en la productividad y en las ganancias.

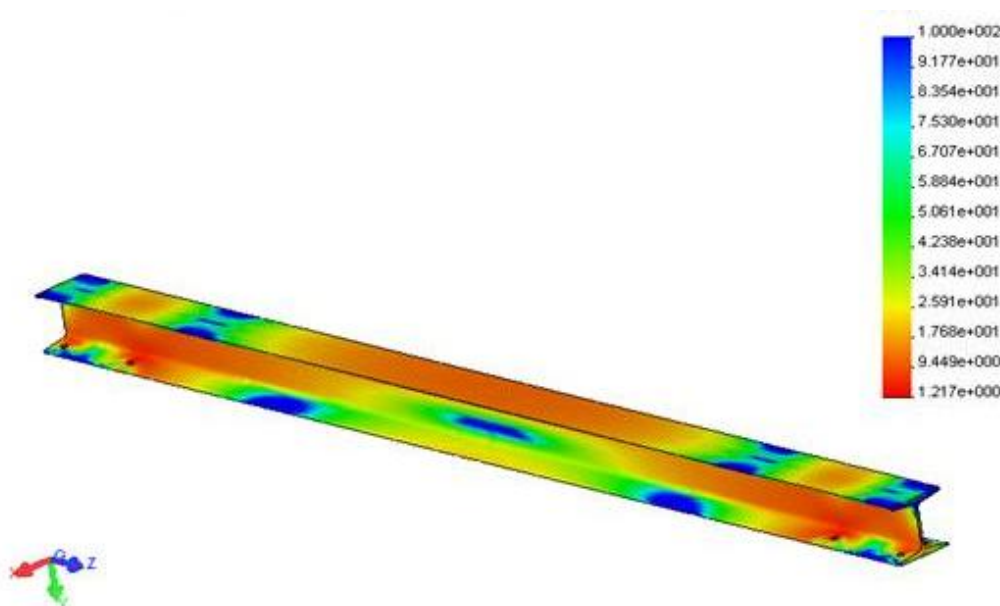


Figura. 2.43. Análisis de una viga mediante un software de elementos finitos.

En la actualidad existen numerosos paquetes de software que emplean el método de análisis de elementos finitos, como ANSYS, Catia v5 Cype, etc. Por el contrario, en este proyecto se planteará un modelo numérico sencillo en ABAQUS, software de similares características que los mencionados, en este aspecto.

2.6.1. Abaqus.

El software ABAQUS, está diseñado por la compañía Dassault Systemes, conocida por sus importantes aportaciones con sus sistemas CAD CATIA y sistemas de Product Lifecycle Management (PLM) y ENOVIA SmarTeam.

SIMULIA ABAQUS es la plataforma abierta para múltiples modelos actuales, que pueden ser utilizados no sólo en automoción, sector aeroespacial, ingeniería general y la fabricación de bienes de consumo, sino también en otras industrias se enfrentan complejos que requieren de simulación en profundidad, como la biomedicina, la tecnología molecular, geofísica, farmacéutica y electrónica.

Hace posible, además, llevar a cabo la simulación real de las estructuras, lo cual mejora la calidad de los productos de consumo generados, reduciendo el número de experimentos de campo necesarios.

ABAQUS se compone de los siguientes módulos principales:

- **Abaqus/Standard:** Este módulo está diseñado para hacer frente a los problemas tradicionales del análisis de elementos finitos, como la estática, la dinámica, la transferencia de calor; junto con las interacciones no lineales de contacto y propiedades de los materiales, basado en el esquema implícito de la integración. Además, es complementario a distintos módulos e interfaces presentes en el software.
- **Abaqus/Explicit:** Este módulo se basa en un esquema explícito de integración y está diseñado para calcular la dinámica transitoria, procesos rápidos; tareas como una caída en seco (prueba de caída), choque y la simulación de procesos tecnológicos.
- **Abaqus/CAE:** Módulo de pre y post-proceso del software Abaqus. Se trata de un sistema, diseñado para simular y visualizar los resultados del cálculo del análisis de los módulos de Abaqus/Standard y Abaqus/Explícit. Tiene acceso directo a los modelos CAD, funciones avanzadas para construir una red y una interfaz sencilla e intuitiva. Con el apoyo de Abaqus / CAE se puede crear, modificar, modelar, observar y diagnosticar problemas y visualizar el análisis de los resultados de muchos módulos.
- **FE-SAFE:** Se trata de un módulo diseñado para el análisis del diseño de durabilidad. Analiza la tensión o la fatiga para diversos casos de carga, y utiliza estos datos para dar resultados para la aplicación de cargas cíclicas. Los resultados de cálculo en FE-SAFE son obtenidos en forma de gráficos de contorno para la distribución de la curva de la durabilidad a fatiga.
- **Abaqus para CATIA V5:** Módulo que utilizando (AFC), la gestión de su ciclo de vida del sistema (PLM) es una herramienta de gran alcance para análisis de resistencia no lineal. AFC Abaqus integra la tecnología en la interfaz gráfica de CATIA V5. Por tanto es posible la exportación de los modelos creados en Catia, para su análisis en Abaqus.

Como se ha mencionado anteriormente este software emplea el método de los elementos finitos para la resolución de los problemas planteados y será el empleado en este proyecto para la posterior creación del modelo numérico.

Capítulo. 3. Modelización Analítica

Durante este capítulo se expondrán dos modelos analíticos sencillos para la obtención tanto de la máxima fuerza que es capaz de soportar un núcleo de panel de nido de abeja hasta llegar al fallo, como de la resistencia media que soporta este mismo tras el colapso.

El modelo para el cálculo de la resistencia máxima se obtendrá como se explicará posteriormente de hipótesis sencillas y se probará su efectividad en casos reales. Por otro lado el modelo para el cálculo de la fuerza media se ha obtenido de un estudio ya realizado, donde se afirman los buenos resultados que aporta al ser aplicado sobre núcleos de nido de abeja de aluminio, aunque también será estudiado y probado.

De aquí en adelante, para este proyecto se utilizará la nomenclatura expuesta en la siguiente tabla:

NOTACIÓN

σ_y	Límite de elasticidad inicial
σ_0	Esfuerzo de Fluencia.
$M_0 = \frac{1}{4} \cdot \delta_0 \cdot h^2$	Momento de flexión totalmente plástico.
$N_0 = \delta_0 \cdot h$	Fuerza de la membrana totalmente plástica.
$\delta_m, \overline{\delta_m}$	Límite elástico medio.
P_m	Fuerza media de aplastamiento.
M_ϕ	Momento de flexión circunferencial.
N_ϕ	Fuerza de membrana circunferencial.
ε_{av}	Tensión media.
$\dot{\lambda}_\phi$	Ratio de extensión, tasa de extensión.
\dot{k}_ϕ	Ratio de curvatura.
\dot{E}_{int}	Energía interna de disipación.
\dot{E}_{ext}	Ratio de trabajo de las fuerzas externas.
$\dot{E}_1, \dot{E}_2, \dot{E}_3$	Ratio de trabajo en distintos mecanismos de deformación plástica.
a	Radio mayor de la chapa toroidal.
b	Radio menor de la chapa toroidal.
r	Radio actual de la chapa toroidal.
θ	Coordenada meridional.
ϕ	Coordenada circunferencial.
x^3, x	Coordenada normal.
$\dot{\omega}$	Velocidad angular de la fluencia plástica fuera de la superficie toroidal.
$V_t = \dot{\omega} b$	Velocidad tangencial.
h	Espesor de la pared celular.
D	Longitud de la pared de la celda.
S	Tamaño de celda.
C	Ancho del elemento básico del panel.
t	Espesor de la pared de la celdilla.
$2H$	Espesor del Núcleo.
δ	Desplazamiento vertical.
s	Desplazamiento horizontal.
$\dot{\delta}$	Velocidad vertical.
$\dot{s} = V$	Velocidad horizontal.
$2\psi_0$	Angulo de intersección entre placas.
α, β, γ	Ángulos que describen la geometría del modo de plegado global
A_1	Sección transversal del elemento de plegado.
A_2	Área limitante al elemento plegado.
I, I_3	Integrales definidas.
$\phi = A_1/A_2$	Densidad relativa.

Tabla. 3.1. Nomenclatura empleada en este proyecto.

3. 1. Modelo de Wierzbicki.

3. 1. 1. Introducción.

Este método, propuesto por Tomasz Wierzbicki, se aplica en el cálculo de carga axial que soporta una estructura celular hexagonal de nido de abeja. Se basa en la consideración de la energía junto con un principio mínimo de plasticidad. El problema es que este, se muestra equivalente al análisis del colapso de un sistema cuyos elementos están sometidos a deformaciones angulares y deformaciones longitudinales. La teoría expuesta fue desarrollada primeramente para un ángulo entre paneles arbitrario posteriormente se verá la especificación para un ángulo de 120° , que es el ángulo que forman entre si las caras de la celda de nido de abeja hexagonal. Se obtendrán ecuaciones simples para la fuerza axial de aplastamiento y para la longitud de onda de la onda de plegado a partir del espesor de pared y del diámetro de la celda. La solución teórica expuesta por Wierzbicki fue comparada con resultados experimentales y se comprobó que existía una excelente correlación para la amplia gama de parámetros geométricos involucrados. Esta solución sustituye al análisis previo menos preciso de este mismo problema hecho por McFarland.

El único estudio o análisis a fondo considerando las grandes deformaciones plásticas fue realizado en la década de 1960 por McFarland ^[20]. Este enfoque era de naturaleza semi-empírica, puesto que la longitud de la onda de pandeo local fue tomada de los resultados experimentales. Lo que es aun más importante, los cálculos de la energía plástica en el texto de McFarland, no concuerdan con los modos de colapso observados experimentalmente. El cambio de forma de los elementos simples plegables se aloja en el tipo de deformación causada por la fuerza cortante. En realidad el plegado progresivo del elemento es debido al tipo ondular de las deformaciones que producen mucha menos extensión y no producen corte alguno. Una suposición similar hizo Pugsley en sus estudios de modos de plegado de tubos circulares en forma de diamante. A pesar de estas deficiencias, la solución de McFarland le llevó a una razonablemente buena predicción de la fuerza media de aplastamiento. La razón de esto es que las deformaciones por cortadura, aunque físicamente poco realistas, en efecto, dio estimaciones bastante buenas de la energía de plastificación real que se supone se disipa en cada modo de deformación. No menos importante, para lograr la solución más próxima a los experimentos, fue el factor empírico ya mencionado

Los recientes avances en la comprensión de la mecánica del aplastamiento de estructuras de paredes delgadas, hicieron posible a Wierzbicki desarrollar una teoría coherente de la conducta de aplastamiento de las estructuras de nido de abeja. Esta teoría se presenta en este documento. La necesidad de una reconsideración del comportamiento ante el aplastamiento de las estructuras celulares hexagonales, propuesta en anteriores investigaciones, se deriva del gran potencial que poseen estas en su aplicación como protección contra impacto. Como ejemplos, se puede mencionar una estructura de protección de propulsión nuclear, protección de un barco contra una colisión, absorción de energía del subsuelo de los aviones ligeros en un accidente en el aterrizaje y el relleno interior de los automóviles.

3. 1. 2. Modo de colapso global.

La estructura de panel de nido de abeja es regular y simétrica, por ello esta puede ser unida mediante un elemento de plegado típico consistente en dos elementos angulares unidos formando 120° (Figura. 3.1).

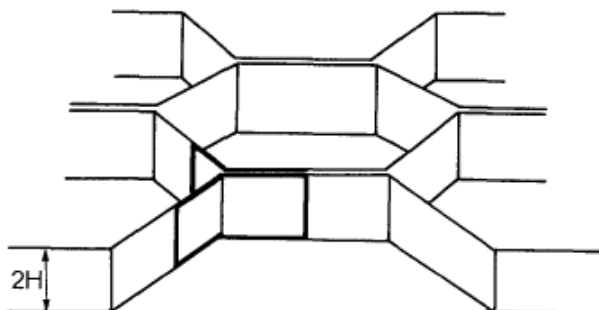


Figura. 3.1. Estructura celular hexagonal como intersección de placas simples.

En vista de la periodicidad del mecanismo de plegado, la altura de un elemento plegado representativo debería ser igual a la longitud de onda de pandeo local $2H$ (Figura. 3.2). Con el fin de determinar el comportamiento al aplastamiento de la estructura celular hexagonal, basta con considerar uno de los elementos representativos, situados en el cruce de las tres celdillas contiguas.

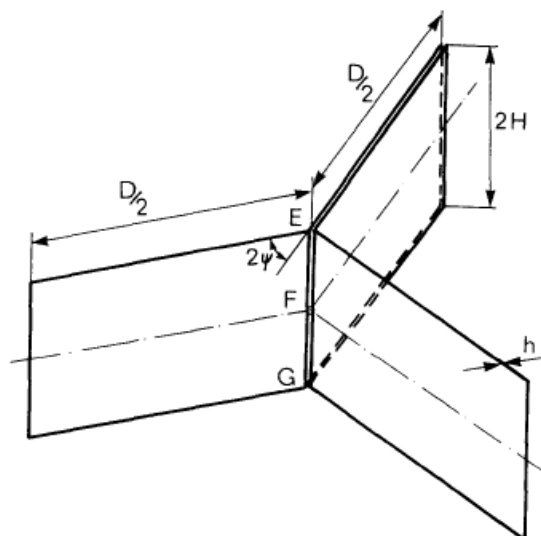


Figura. 3. 2. Panel plegado típico compuesto por dos elementos en ángulo.

En las técnicas actuales para la fabricación de paneles de abeja por expansión o por corrugación, las dos filas de células están unidas por medio de un adhesivo. La fuerza de enlace es menor que el del propio material de manera que durante el proceso de deformación, una parte de la unión del borde vertical adyacente se rompe y las dos placas se pueden encontrar parcialmente separadas.

La simetría del problema requiere que el ángulo formado por la intersección del elemento de plegado y un plano horizontal, será constante durante el proceso de aplastamiento.

Las observaciones anteriores permiten describir las grandes desviaciones del elemento representativo para un simple grado de libertad en el modo de colapso. En la Figura. 3.3, se puede observar que en la compresión, el borde vertical EFG se ha dividido en dos líneas y se ha movido a una nueva posición EF_1G y EF_2G . Los cuatro triángulos iguales FFF_2 representan el área sobre la cual la unión está rota y se ha producido un “plegado” de las placas locales.

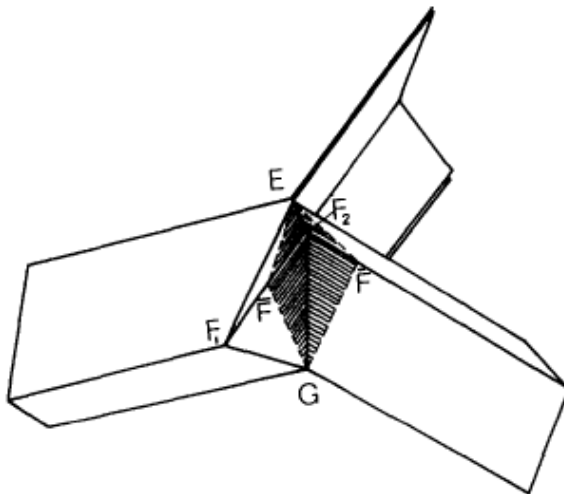


Figura. 3.3. Mecanismo de plegado con rotura parcial de una articulación

La cinemática del proceso de plegado de tres placas unidas con un eje común, (placas soldadas) es completamente diferente en los distintos casos (Figura. 3.4) y requiere considerar que se produzcan deformaciones en el plano. Este modo de formación fue asumido de forma incorrecta por McFarland. En el caso de una estructura de nido de abeja esto querría decir que el adhesivo está intacto, que las placas siempre se mantienen firmemente unidas y el borde no queda dividido en dos aristas diferentes, hecho del que se dio cuenta Wierzbicki.

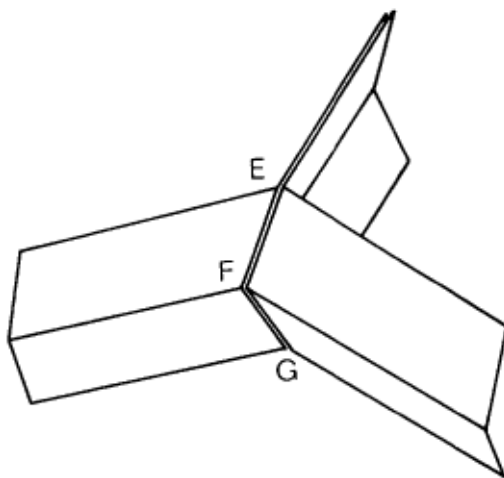


Figura. 3.4. Mecanismo de plegado con un eje conjunto.

La diferencia de estos dos modos de deformación se explica en la Figura. 3.5, donde se comparan los modos de deformación y las uniones de los elementos parcialmente aplastados.

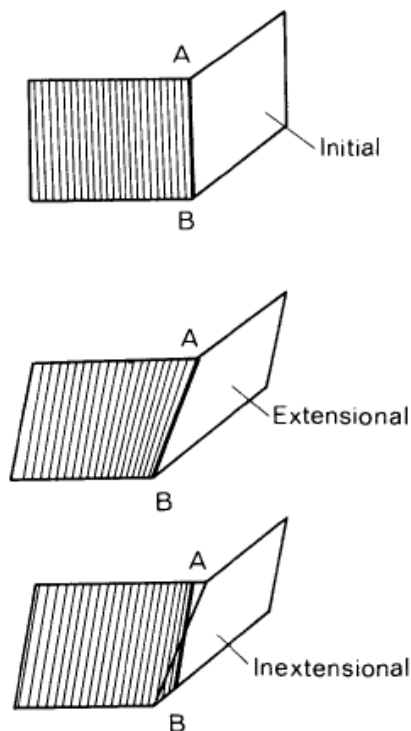


Figura. 3.5. Posición de la línea AB del material en una deformación extensional y no extensional de un elemento angular.

En la cinemática sugerida por McFarland, la línea de unión (borde) es fija en el material y el movimiento de la bisagra fuerza el desarrollo de la deformación extensional. Por otro lado, en este análisis se admite que la bisagra puede moverse con respecto a los diversos puntos del material y la cantidad resultante de la distorsión de la lámina en el plano es mucho menor.

Resumiendo las consideraciones anteriores se puede concluir que un elemento angular es el componente principal en el colapso de la estructura de la célula hexagonal. Este elemento se desarrolla de forma estacionaria y moviendo las articulaciones plásticas. Las dimensiones del modo de colapso global se muestran en la Figura. 3.6.

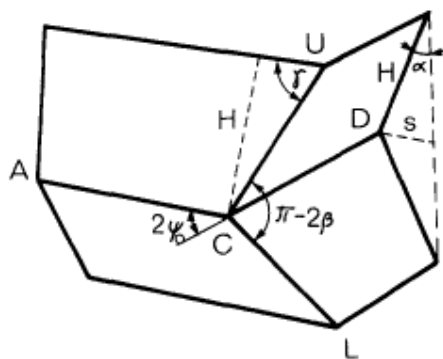


Figura. 3.6. Geometría global del modo de plegado.

La geometría inicial del elemento de compresión se define por:

- **Altura $2H$:** donde H es la longitud media de la onda de pandeo. Se supone que H se mantiene constante, es decir, los centros de rotación de U y L del movimiento vertical de las bisagras son líneas fijas en el material.
- **Anchura total C :** que es la longitud de los segmentos AC y DC. Se supone que C es constante durante el proceso de deformación.

Ángulo $2\psi_0$: entre dos placas adyacentes normales al plano del panel. Este ángulo también se mantiene constante como el proceso de deformaciones.

La geometría actual se describe ya sea por la distancia aplastada δ , el ángulo de rotación de los paneles laterales α , o el desplazamiento horizontal s del punto D. Estas cantidades están relacionadas por las siguientes expresiones:

$$\delta = 2H \cdot (1 - \cos \alpha) \quad (3.1)$$

$$s = H \cdot \sin \alpha \quad (3.2)$$

Los otros dos ángulos γ (en el plano UCA) y 2β (en el plano UCL) están relacionados con ψ y con α mediante:

$$\tan \gamma = \frac{\tan \psi_0}{\sin \alpha}, \quad \tan \beta = \frac{\tan \alpha}{\sin \psi_0} \quad (3.3)$$

El movimiento del elemento es descrito mediante la velocidad relativa ($\dot{\delta}$) de los ejes superior e inferior (puntos U y L).

$$\dot{\delta} = 2H \cdot (\sin \alpha) \cdot \dot{\alpha} \quad (3.4)$$

Y la velocidad horizontal del punto D:

$$V = \dot{s} = H \cdot (\cos \alpha) \cdot \dot{\alpha} \quad (3.5)$$

3. 1. 3. Velocidad de deformación y campo de velocidades.

El modo de colapso global implica mover las líneas de la bisagra a través de la cual la pendiente del campo de desplazamiento es discontinua. En la práctica, sin embargo, se observan que los campos son continuos, sin aristas agudas, esto es debido a los efectos de la elasticidad, el endurecimiento por deformación y también como resultado de la continuidad cinemática sobre los límites entre zonas rígidas y deformadas plásticamente.

Sobre la base de las condiciones de continuidad, se puede desarrollar un modo de colapso generalizado con tres parámetros libres. Este modo, denominado "el modo de plegado de base" se caracteriza por (Figura. 3. 7):

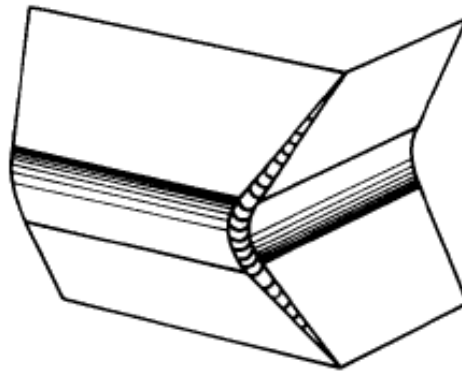


Figura. 3. 7. Forma admisible cinemáticamente del "mecanismo de plegado típico".

- (1) Los cuatro elementos del plano trapezoidal se mueven como cuerpos rígidos.
- (2) En las dos secciones de superficie cilíndrica en las cuales se lleva a cabo la deformación inextensional, las líneas de unión horizontal se parten y se mueven en direcciones opuestas. (Figura. 3.8).

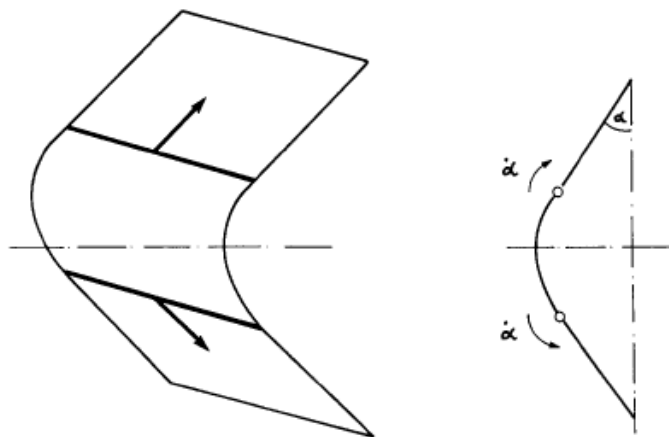


Figura. 3.8. Fraccionamiento de una línea de plegado horizontal en dos bisagras.

- (3) Se delimitan dos secciones de superficie cónica por las dos rectas resultantes de la propagación de las líneas de bisagra. Una línea está impartiendo la curvatura mientras que la otra la está reduciendo a cero. En consecuencia, el material se dobla y rompe; la deformación resultante es de nuevo inextensional.
- (4) Una sección de una superficie toroidal, cuya superficie media es sometida a una extensión en dirección circunferencial y una curvatura principal está continuamente cambiando desde positivo a un mayor o menor valor negativo.

Con el fin de calcular la energía disipada en los campos de la deformación continua y discontinua: el campo de velocidades, en primer lugar, se determinará en el modo plegado. A tal fin, se considerará una sección transversal del elemento comprimido por el plano horizontal que divide el elemento básico de plegado en dos partes simétricas (Figura. 3.9).

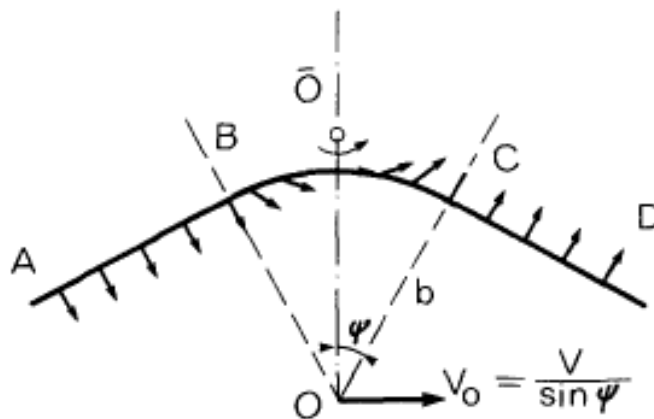


Figura. 3.9. Campo de velocidades en su sistema de coordenadas globales.

La forma instantánea de la sección transversal consta de dos segmentos de línea recta AB, CD y un arco de un círculo BC con un centro en O y radio b (menor radio de la superficie toroidal). Debido a que los elementos trapezoidales giran como cuerpos rígidos, la velocidad de los puntos situados en los segmentos de línea recta es uniforme y su magnitud se expresa por V mediante la expresión (3.5) (Figura.3. 9). El segmento AB se mueve hacia el interior mientras que CD se mueve hacia el exterior. Identificando ahora un centro de rotación instantáneo O en la intersección de las líneas AB y CD, puede esbozarse el perfil de velocidades para toda la sección marcada. En particular, la velocidad del punto O es $V_0 = V / \sin \psi$. Ahora, uno puede descomponer todos los puntos de la velocidad en una parte convectiva y local. Restando todos los puntos de la velocidad ($-V_0$), el punto O inmóvil y la velocidad de todos los demás puntos se miden con respecto al centro del círculo. Después de la superposición, se ve que el vector de velocidad siempre es tangente a la sección de perfil transversal (Figura. 3. 10) y su magnitud es igual:

$$V_t = V / \tan \psi = b \cdot \dot{\omega} \quad (3.6)$$

Donde V_t es la velocidad tangencial.

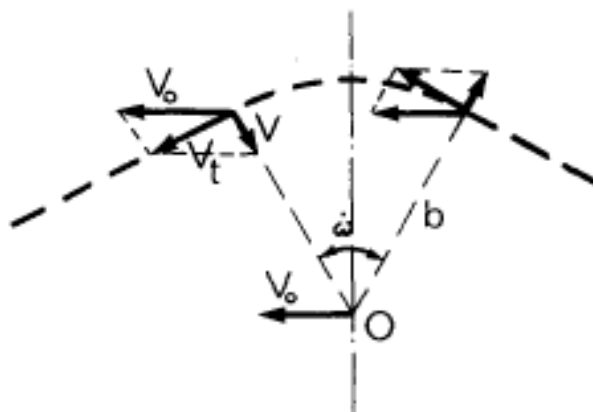


Figura 3.10. Campo de velocidades en un sistema de coordenadas convectivas.

En el sistema de coordenadas convectivas, referido al punto O, el campo de velocidades, entonces, puede verse como un flujo tangencial de los puntos del material en el arco circular. Repitiendo los mismos argumentos para otra sección se llega a la conclusión de que la deformación dentro de la zona central de la deformación extensional es esencialmente un flujo radial de plástico de una hoja de metal delgada sobre la superficie toroidal (Figura. 3.11).

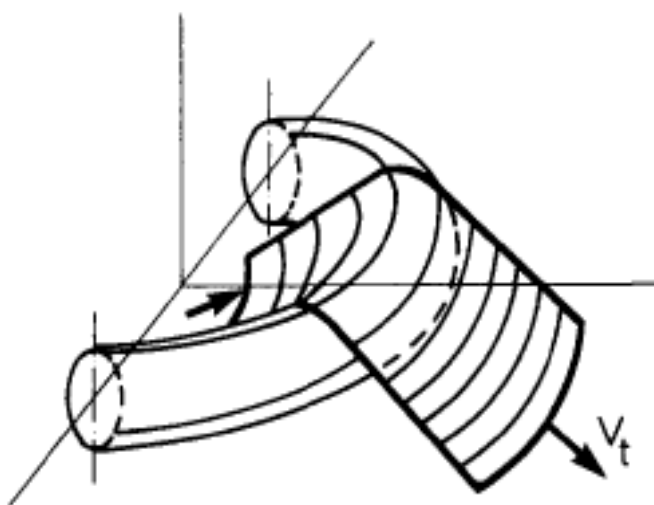


Figura. 3. 11. Flujo plástico radial de una lamina delgada metálica sobre una superficie toroidal.

De forma similar, la deformación plástica a lo largo del resto de la bisagra generalizada es un flujo de una tira plástica sobre una superficie cónica o cilíndrica.

Del mismo modo, la deformación a lo largo del resto de la bisagra de plástico generalizada, es un flujo de una tira de plástico sobre una superficie cónica o cilíndrica. El material rígido de entrada sufre deformaciones plásticas en la región de flujo y abandona esa región convirtiéndose en rígido de nuevo. Al igual que en la mecánica de fluidos, es conveniente introducir las ecuaciones de Euler para la descripción del movimiento.

Relaciones cinemáticas.

Los cálculos de los componentes del tensor velocidad de deformación generalizada $\dot{E}_{\alpha\beta}$ (tensor de velocidad) se basan en los siguientes supuestos:

- (1) Las deformaciones son arbitrariamente grandes.
- (2) La hipótesis de Love-Kirchhoff se cumple.
- (3) Los términos mayores que los lineales en la expresión de los componentes del tensor de la tasa de deformación en la coordenada X^3 (normal, a la superficie media de la lámina) no se consideran.

Un punto genérico de la superficie toroidal es descrito mediante dos coordenadas locales (θ, ϕ) donde θ y ϕ son las coordenadas meridional y circunferencial respectivamente.

En el tramo considerado de la lámina toroidal, estas componentes varían en los intervalos:

$$\frac{\pi}{2} - \psi \leq \theta \leq \frac{\pi}{2} + \psi \quad (3.7)$$

$$-\beta \leq \phi \leq \beta$$

Porque el problema es axi-simétrico, sólo hay dos componentes no nulos del tensor de la tasa de tensión generalizada, tanto en la dirección circunferencial,

$$\dot{\lambda}_\phi = \frac{1}{r} \dot{\omega} \cdot b \cdot \sin \theta \quad (3.8)$$

$$\dot{k}_\phi = \frac{1}{r^2} \dot{\omega} \cdot a \cdot \sin \theta \quad (3.9)$$

$$r = b \cdot \cos \theta + a \quad (3.10)$$

donde a y b , respectivamente, denotan el radio más grande y el más pequeño de la superficie toroidal y r es la posición actual del punto de coordenadas θ con respecto al eje de simetría. Los componentes del tensor de tensiones generalizadas, correspondientes a la tasa de extensión $\dot{\lambda}_\phi$ y tasa de curvatura \dot{k}_ϕ son respectivamente la fuerza de membrana N_ϕ y el momento de flexión M_ϕ .

3. 1. 4. Energía plástica de disipación.

La tasa de disipación de energía en la región de flujo plástico continuo es:

$$\dot{E}_1 = \int_s (M_\phi \cdot \dot{k}_\phi + N_\phi \cdot \dot{\lambda}_\phi) \cdot ds \quad (3.11)$$

Donde el elemento diferencial de superficie esta expresado como:

$$ds = r \cdot d\phi \cdot b d\theta \quad (3.12)$$

Y las tensiones generalizadas M_ϕ y N_ϕ están relacionadas mediante la condición de rendimiento para la placa $|M_\phi/N_\phi| = 1 - (N_\phi/N_0)^2$. Esto puede verse usando la regla de que si el flujo es $4b > h$, el perfil de tensión se limita a un punto $N_\phi = N_0$, $M_\phi = 0$; de modo que (3.11) se reduce a:

$$\dot{E}_1 = \int_s N_0 \cdot \dot{\lambda}_\phi \cdot ds \quad (3.13)$$

aunque la tasa de curvatura circunferencial $\dot{\kappa}_\phi$ no desaparece. Aquí $N_0 = \sigma_0 \cdot h$, donde h es el espesor variable actual de la lámina. Este espesor puede obtenerse fácilmente de la condición de incompresibilidad para un material perfectamente plástico. El efecto de un espesor variable podría ser menor a excepción de algunas situaciones especiales, tales como en la parte exterior de la inversión del tubo. Por lo tanto, N_0 se considerará como conocida y constante en la expresión de \dot{E}_1 . Después de sustituir (3.7), (3.8) y (3.12) en (3.13), la integral se puede resolver fácilmente y el resultado es:

$$\begin{aligned} \dot{E}_1 = 4 \cdot N_0 \cdot B \cdot h \cdot \frac{\pi}{(\pi - 2 \cdot \psi_0)} \\ \cdot \cos \alpha \left\{ \cos \psi_0 - \cos \left(\psi_0 + \frac{\pi - 2 \cdot \psi_0}{\pi} \cdot \beta \right) \right\} \cdot \dot{\alpha} \end{aligned} \quad (3.14)$$

En la expresión anterior N_0 , b y ψ_0 son constantes, mientras que V y β son funciones de los parámetros del proceso. El último parámetro varía de $\alpha = 0$, en el comienzo del proceso de aplastamiento, a $\alpha = \pi / 2$ cuando se encuentra completamente aplastado. El trabajo plástico se obtiene mediante la integración de la \dot{E}_1 con respecto a α en los límites antes mencionados. Usando (3.10) se obtiene:

$$E_1 = 4 \cdot N_0 \cdot b \cdot H \cdot I_1(\psi_0) = 16 \cdot M_0 \cdot \frac{b \cdot H}{b} \cdot I_1(\psi_0) \quad (3.15)$$

Donde

$$\begin{aligned} I_1(\psi_0) = \frac{\pi}{(\pi - 2 \cdot \psi_0) \cdot \tan \psi_0} \\ \cdot \int_0^{\pi/2} \cos \alpha \left\{ \cos \psi_0 - \cos \left(\psi_0 + \frac{\pi - 2 \cdot \psi_0}{\pi} \cdot \beta \right) \right\} \cdot d\alpha \end{aligned} \quad (3.16)$$

Y la relación entre β y α se obtiene mediante (3.3). La integral (3.16) puede resolverse fácilmente para cualquier valor elegido de ψ_0 . Para las células regulares hexagonales $\psi_0 = \pi/6$ y el valor de la citada integral es obtenido mediante $I_1 = 1.05$.

Ahora se va a proceder a la evaluación de la energía disipada en los campos de deformación discontinua. La expresión general para la tasa de disipación de energía es:

$$E_2 = \int_L M_0 \cdot \dot{\theta} \cdot dl \quad (3.17)$$

Donde $\dot{\theta}$ donde 0 es la tasa de rotación de la articulación plástica, L es la longitud de las líneas de unión y $M_0 = 1/4 \cdot \sigma_0 \cdot h^2$ es el momento de flexión completamente plástico.

La longitud de cada línea horizontal de la bisagra es constante y se denota por C. Durante el movimiento de subida o bajada de la línea de unión, Figura. 3.8, la sección de una superficie cilíndrica esta rotando con respecto al plano del elemento trapezoidal, con velocidad angular $\dot{\theta} = \dot{\alpha}$. Mediante (3.17), se ve que la tasa de disipación de energía en la línea de unión horizontal es:

$$\dot{E}_2 = M_0 \cdot C \cdot \dot{\alpha} \quad (3.18)$$

El trabajo plástico es obtenido mediante la integración (3.18) respecto a los limites $[0, \pi/2]$.

$$\dot{E}_2 = \frac{1}{2} \cdot M_0 \cdot C \cdot \pi \quad (3.19)$$

En el mecanismo de plegado típico en cuestión, hay dos líneas de unión inclinadas, una imponiendo la curvatura y otra quitándola. Cada una de estas líneas consiste en dos segmentos L_1 de una línea conjunta de una superficie cónica y del elemento trapezoidal, y un arco de círculo L_2 , que es la línea de la articulación entre las superficies cilíndrica y toroidal. La longitud total de cada línea de unión es aproximadamente igual a:

$$L = L_1 + L_2 = \frac{2H}{\sin \gamma} \quad (3.20)$$

γ está relacionada con α a través de (3.8), la longitud L incrementa conforme avanza el progreso de aplastamiento. En L_2 la curvatura media sufre un salto de cero a $1/b$ con una tasa de rotación asociada, [19].

$$\dot{\theta} = \frac{V_t}{b} \quad (3.21)$$

La tasa de rotación sobre la parte restante de la línea de discontinuidad es la misma. Sustituyendo (3.20) y (3.21) en (3.18) y usando (3.5) y (3.6), la tasa de disipación de energía en dos líneas de unión inclinadas se calcula finalmente como:

$$\dot{E}_3 = 4 \cdot M_0 \cdot \frac{H^2}{b} \cdot \frac{\cos \alpha}{\tan \psi \cdot \sin \gamma} \cdot \dot{\alpha} \quad (3.22)$$

Integrando la ecuación anterior sobre los límites mismos de antes (3.12), la expresión del trabajo plástico se convierte en:

$$\dot{E}_3 = 4 \cdot M_0 \cdot \frac{H^2}{b} \cdot I_3(\psi)$$

Donde:

$$I_3(\psi) = \frac{1}{\tan \psi} \cdot \int_0^{t/2} \frac{\cos \alpha}{\sin \gamma} \cdot d\alpha \quad (3.23)$$

No hay ninguna dificultad en el cálculo de la integral definida (3.23) para cada valor especificado del ángulo ψ_0 . En particular $I_3(\pi/6) = 2.39$.

3. 1. 5. Calculo de la fuerza de aplastamiento.

Puede observarse en la Figura. 3.12 una típica reducción experimental de las características físicas de una estructura de nido a abeja bajo compresión.

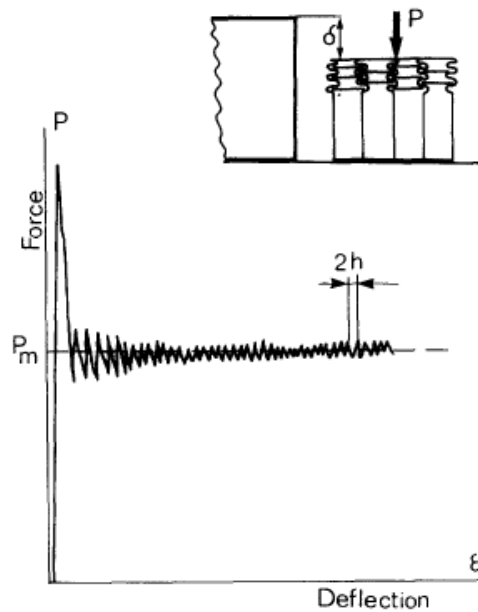


Figura. 3. 12. Características típicas fuerza-deformación de la compresión del panel nido de abeja.

Se ve que una buena medida de la capacidad de absorción de energía de la estructura considerada es proporcionada por el valor medio de la fuerza de aplastamiento. Se va a calcular esta fuerza de la ecuación de balance de energía. La distancia entre dos picos consecutivos locales en diagrama $P - \delta$ es igual a la longitud de onda $2H$. Esta distancia puede variar de un pliegue a otro, si no, un buen valor medio se obtiene dividiendo el núcleo inicial de de nido de abeja de espesor t_c por el número de pliegues N , producidos durante una compresión completa $2H c = t_c / n$.

Después de haber identificado tres mecanismos básicos de disipación de energía, se puede calcular la energía absorbida por un elemento típico en una compresión completa.

El elemento plegado representante tiene dos esquinas de modo que la energía disipada por deformación extensional en la sección de una superficie toroidal debe ser duplicada.

$$E_1 = 2 \cdot \left(16 \cdot M_0 \cdot \frac{Hb}{h} \cdot 1.05 \right) = 33.6 \cdot M_0 \cdot \frac{Hb}{h} \quad (3.24)$$

La energía disipada por las líneas horizontales de unión debe ser cuidadosamente calculada, porque una parte de un elemento típico de plegado tiene un grosor doble. También se debe tener en cuenta la energía adicional que se disipó en los bordes horizontales abrazados del elemento. Recuerde que la línea central horizontal se ha dividido en dos bisagras. Teniendo todo esto en cuenta, se ve que hay: ocho líneas de longitud $D/2$ cada una con $M_0 = 1/4 \cdot \sigma_0 \cdot h^2$, cuatro líneas de longitud $D/2$ cada una con $M_0 = 1/4 \cdot \sigma_0 \cdot (2h)^2$. Añadiendo esto, y de acuerdo con (3.19) da como resultado:

$$E_2 = \frac{D}{2} \cdot \left\{ 8 \cdot \frac{D}{2} \cdot \frac{\sigma_0 h^2}{2} + 4 \cdot \frac{D}{2} \cdot \frac{\sigma_0}{2} \cdot (2h)^2 \right\} = 6\pi D M_0 \quad (3.25)$$

Donde D es la altura de la pared de la celda.

Por último, la energía disipada por las líneas de unión inclinadas es proporcionado por la formula (3.23) multiplicado por dos ya que de nuevo tenemos dos elementos de ángulo.

$$E_3 = 2 \cdot \left\{ 4 \cdot M_0 \cdot \frac{H^2}{b} \cdot 2.39 \right\} = 19.12 \cdot M_0 \cdot \frac{H^2}{b} \quad (3.26)$$

El promedio de la fuerza de aplastamiento se define de la obligación de que el total de energía interna disipada es igual a la labor de la fuerza exterior P_m sobre la distancia de aplastamiento $2H$.

$$P_m \cdot 2H = E_1 + E_2 + E_3 \quad (3.27)$$

La sustitución de (3.24), (3.26) y (3.27) resulta:

$$\frac{P_m}{M_0} = 16.8 \cdot \frac{b}{h} + 3\pi \cdot \frac{D}{H} + 9.56 \cdot \frac{H}{b} \quad (3.28)$$

La resistencia a la compresión de un núcleo de nido de abeja se considera que dependerá del límite de fluencia σ_0 , para medidas de espesor h , ancho de la pared D , todos los cuales se consideran conocidos y también de los desconocidos: el radio de rodadura b y la longitud media de onda H . Es razonable postular que los parámetros libres del modo colapso, que se forman y persisten durante el proceso de aplastado, daría lugar a un valor mínimo posible de la fuerza de aplastamiento. Estos parámetros se pueden determinar por lo tanto de la condición de optimización.

$$\frac{\partial P_m}{\partial H} = 0, \quad \frac{\partial P_m}{\partial b} = 0 \quad (3.29)$$

El mínimo de P_m con respecto a H y b existe y la solución del conjunto anterior de ecuaciones tiene una forma simple

$$H = 0.821 \cdot \sqrt[3]{h \cdot D^2} \quad (3.30)$$

$$b = 0.683 \cdot \sqrt[3]{h^2 \cdot D} \quad (3.31)$$

Sustituyendo (3.30) y (3.31) de nuevo en (3.28) y utilizando la definición de M_0 finalmente se llega a una fórmula muy simple para la resistencia a la compresión media de estructuras hexagonales

$$P_m = 8.61 \cdot \sigma_0 \cdot h^{5/3} \cdot D^{1/3} \quad (3.32)$$

Es interesante observar que los tres términos en (3.28) contribuyen por igual a la media de la fuerza de aplastamiento P_m . Este resultado es general y podría ser válido para otros valores de los coeficientes en (3.28).

3. 1. 6. Efecto del endurecimiento por deformación.

Las tensiones plásticas producidas en el material recorrido por la propagación del pandeo son relativamente grandes para que el trabajo realizado durante este proceso deba estar relacionado con una tensión de flujo media σ_0 por una gran deformación plástica. Esta tensión de flujo es mucho mayor que el límite de elasticidad inicial del material σ_y , pero es menor que la tensión final σ_u .

El efecto de endurecimiento por deformación se puede explicar de una manera aproximada por el método de aproximaciones sucesivas. De la solución actual para un material perfectamente rígido, podría calcularse la distribución de la tensión y la tensión media en el. Usando la curva tensión-deformación de un material dado, se puede calcular el valor real del incremento de la tensión de flujo.

Debido a la contribución de los tres mecanismos de las deformaciones plásticas a la resistencia a la compresión de un panel de nido de abeja es la misma, basta con estudiar el efecto del endurecimiento por deformación en uno de estos mecanismos. Considere el mecanismo de la llamada "deformaciones rodantes" en la línea de bisagra. La lámina de plano del material se inclinó con radio b y, a continuación pandeo de nuevo. Así, la curvatura local de la superficie media del conjunto es $k = 1/b$. Al deducir las fórmulas (3.8) y (3.9) se asumió la hipótesis de Love-Kirchhoff, $\epsilon = k \cdot z$, donde z es la distancia de un punto dado de la superficie media de la lámina. La tensión media en torno al espesor del depósito es entonces igual a:

$$\epsilon_{av} = \frac{2}{h} \cdot \int_0^{h/2} k \cdot z \cdot dz = \frac{k \cdot h}{4} = \frac{h}{4b} \quad (3.33)$$

Sustituyendo (3.31) en (3.33) se puede obtener una expresión para la tensión media como función del espesor relativo h/s .

$$\varepsilon_{av} = 0.44 \cdot \sqrt[3]{h/s} \quad (3.34)$$

Conociendo la relación tensión-deformación, el valor de la tensión de flujo media, correspondiente a (3.34) puede obtenerse fácilmente.

El diagrama tensión deformación para algunos materiales no ferrosos como el cobre y el aluminio puede aproximarse en buena medida con la función parabólica:

$$\frac{\varepsilon}{\varepsilon_u} = \left(\frac{\sigma}{\sigma_u} \right)^2 \quad (3.35)$$

Por ejemplo, cogiendo $\varepsilon_u = 0.25$, la siguiente expresión se obtiene de la relación entre el esfuerzo de fluencia medio y la tensión máxima.

Esta relación se muestra en la Tabla. 3.1, para los cuatro valores elegidos de $h / 2$.

h/s	0.016	0.024	0.032	0.04
σ_0 / σ_u	0.66	0.7	0.74	0.77

Tabla. 3.1. Aproximación del diagrama tensión-deformación mediante (3.35).

Si se conoce un diagrama tensión-deformación actual, entonces se puede hacer una predicción más precisa para σ_0 / σ_u .

La geometría de una estructura regular de celdas hexagonales es descrita por la longitud de una pared de celda (D) o por su tamaño de celda (S). Estos están relacionados por (Fig. 13).

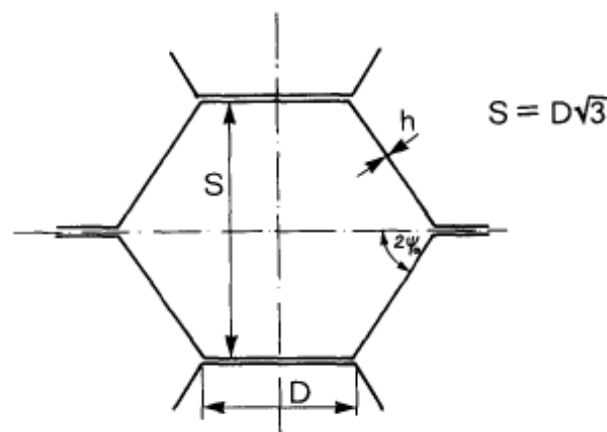


Figura. 3.13. Dimensiones de una celda.

$$S = \sqrt{3} \cdot D \quad (3.36)$$

Posteriormente se define el área de la sección transversal del elemento de plegado.

$$A_1 = 2 \cdot D \cdot h \quad (3.37)$$

Y el área solidaria de este elemento

$$A_2 = \frac{\sqrt{3}}{4} \cdot S^2 \quad (3.38)$$

La relación siguiente:

$$\phi = \frac{A_1}{A_2} = \frac{8h}{3S} \quad (3.39)$$

se llama densidad relativa o relación de solidez. La tensión media de aplastamiento σ_m se obtiene dividiendo la fuerza de aplastamiento P_m por el área que aporta más, donde la fuerza P_m está actuando.

$$\overline{\sigma}_m = \frac{P_m}{A_2} \quad (3.40)$$

Entonces la tensión definida debe distinguirse claramente de la tensión media real que actúa en la pared del panel comprimido.

$$\sigma_m = \frac{P_m}{A_1} \quad (3.41)$$

Con la normalización de la presión con respecto a la tensión de flujo del material σ_0 , se llega a la definición del denominado "rendimiento estructural".

$$\eta = \frac{\sigma_m}{\sigma_0} = \frac{P_m}{A_1 \cdot \sigma_0} \quad (3.42)$$

La transformación de la solución actual a las variables, definida por (3.40), se obtiene

$$\bar{\sigma}_m = 16.56 \cdot \sigma_0 \cdot \left(\frac{h}{S}\right)^{5/3} \quad (7.8)$$

La fórmula simple (3. 32) se deriva de la resistencia a la compresión media de paneles de abeja de metal a lo largo del espesor de la celda, medidores de espesor de la pared celular y la elasticidad del material. La solución se ha desarrollado de forma sistemática a partir de los principios básicos de la continuidad de materiales y la plasticidad. Además de la resistencia a la flexión de las uniones, se tiene en cuenta adecuadamente, la contribución de la deformación extensional. Las predicciones se dan también para la longitud de la onda de plegado local y el radio de rodamiento del movimiento plástico de la unión. Se consigue una buena correlación con medidas experimentales de la fuerza de aplastamiento en una amplia gama de parámetros geométricos de la lámina.

3. 2. Modelo de pandeo.

3. 2. 1. Introducción.

Lo que se pretende en este estudio es la obtención de una ecuación que permita el cálculo de la máxima fuerza axial que es capaz de soportar el núcleo de panel de nido de abeja antes del colapso de la estructura.

En la Figura. 3.14 se pueden ver los resultados de algunos ensayos experimentales de compresión en núcleos de panel de nido de abeja de aluminio ^[6]. Como se observa primeramente, hay un punto de fuerza máxima soportada por la estructura antes de que se produzca el colapso. Después hay un descenso de la resistencia provocado por este fenómeno, pero a continuación hay un incremento y posterior estancamiento de la fuerza conforme se va deformando el material.

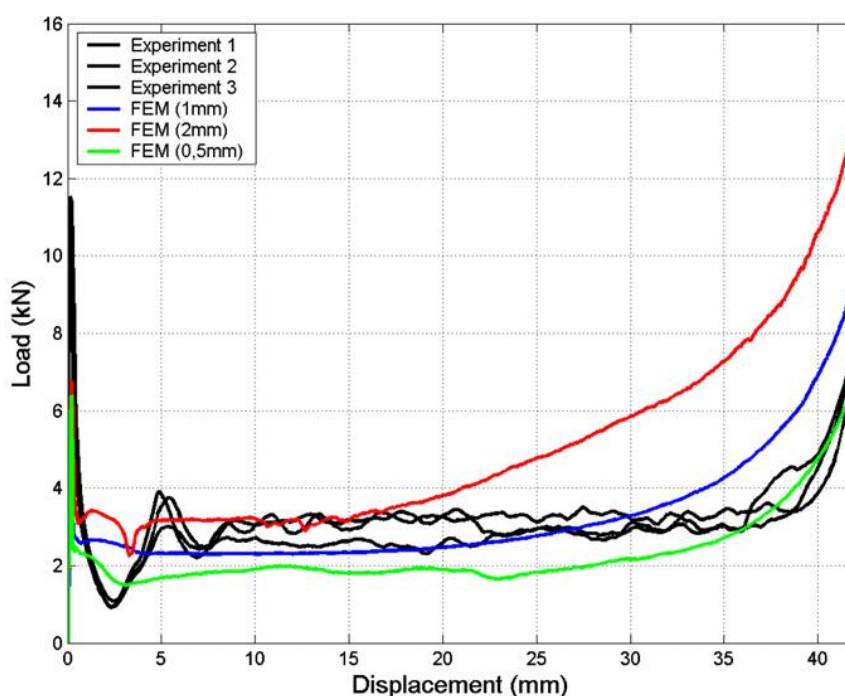


Figura. 3.14. Curvas carga-desplazamiento de núcleos de aluminio sometidos a compresión.

El cálculo o la predicción de los valores de resistencia de los materiales compuestos después del colapso es relativamente sencillo e incluso, como se ha mencionado en el Capítulo. 2, en algunas aplicaciones se colapsa previamente el material, de modo que se conozca siempre el comportamiento de la estructura. En cambio el pico máximo que pueden soportar es realmente complicado de calcular y ha dado pie a numerosos estudios, con éxitos dispares.

En este texto se llegará a un modelo analítico sencillo teniendo en cuenta el micropandeo que ocurre en los ejes de unión de las distintas celdillas contiguas, al cargar axialmente el núcleo de panel de nido de abeja hexagonal.

Los materiales compuestos de nido de abeja actuales, bien sean fabricados por expansión o por corrugación, las dos filas de celdas se encuentran unidas mediante un adhesivo. Este presenta una fuerza de enlace inferior a la del propio material lo que nos lleva a una posible rotura de esta unión y separación de las láminas durante el proceso de aplastamiento.

Esta consideración, aunque importante, no será tenida en cuenta durante la elaboración de este modelo, ya que se trata de una situación compleja e imposible de analizar en este documento. Por tanto se considerarán las uniones como ideales, es decir no se pueden separar las láminas durante el proceso.

3. 2. 2. Ecuación para la fuerza máxima.

Este modelo, como ya se ha mencionado, se basa en la consideración del eje de unión de las celdillas como elemento de análisis para el cálculo de la resistencia global del panel de nido de abeja de celdas hexagonales.

La unión se considera como un eje, el cual al aplicarle la suficiente fuerza de compresión, pandea, concretamente sufre el fenómeno de micropandeo. Para ello se parte de la ecuación para el cálculo de la fuerza máxima que soporta un eje antes de pandear.

$$P_{max} = \left(\frac{\pi}{H}\right)^2 \cdot E \cdot I \quad (3.36)$$

Donde H, es la longitud del eje, en este caso el espesor del núcleo del panel de abeja; E no es más que el módulo elástico del material y el momento de inercia total del sistema a analizar.

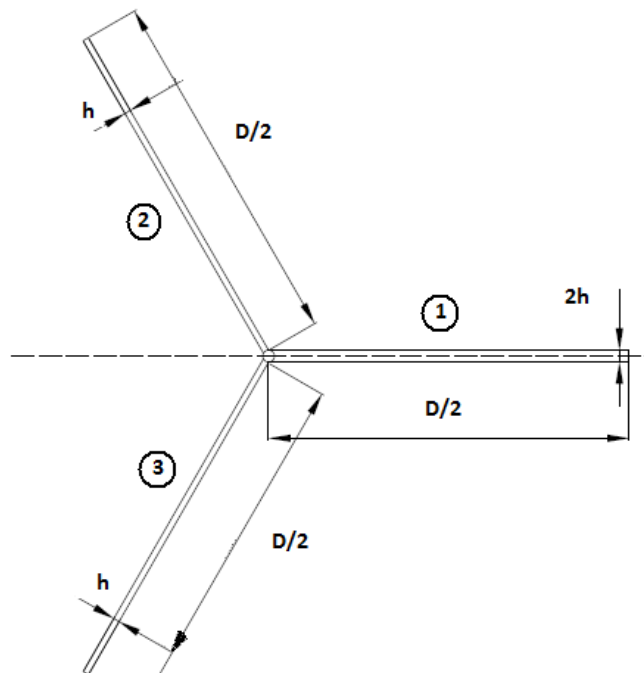


Figura. 3.15. Esquema de la unión de tres celdillas en el panel de abeja.

Dado que el sistema de estudio es la unión de tres laminas de material, como se ve en la Figura. 3.15, el momento de inercia total vendrá dado por la suma de los momentos de inercia de cada parte por separado.

$$I = I_1 + I_2 + I_3 \quad (3.37)$$

El momento de inercia de un elemento rectangular horizontal viene dado por la siguiente expresión:

$$I = \frac{1}{12} \cdot a \cdot b^3 \quad (3.38)$$

Donde a y b representan la base y la altura del rectángulo respectivamente. Aplicando esta expresión en la dirección horizontal (x) para la lámina 1 queda:

$$I_x = I_1 = \frac{1}{12} \cdot \frac{D}{2} \cdot h^3 = \frac{1}{24} \cdot D \cdot h^3 \quad (3.39)$$

Y para la dirección vertical en este mismo elemento (y):

$$I_y = \frac{1}{12} \cdot h \cdot \left(\frac{D}{2}\right)^3 = \frac{1}{96} \cdot D^3 \cdot h \quad (3.40)$$

Para el cálculo de los momentos de inercia referidos a las otras dos láminas conviene realizar el círculo de Mohr del problema a modo de aclaración (Figura. 3.16). En él se pueden ver representados los momentos de inercia referidos a los ejes x e y del primer elemento, el momento de inercia del punto central (I_c) y un tercer momento de inercia que representa esta propiedad de las laminas giradas, es decir las laminas que forman 60° con la horizontal (I_{60}), y por tanto 120° en el círculo de Mohr.

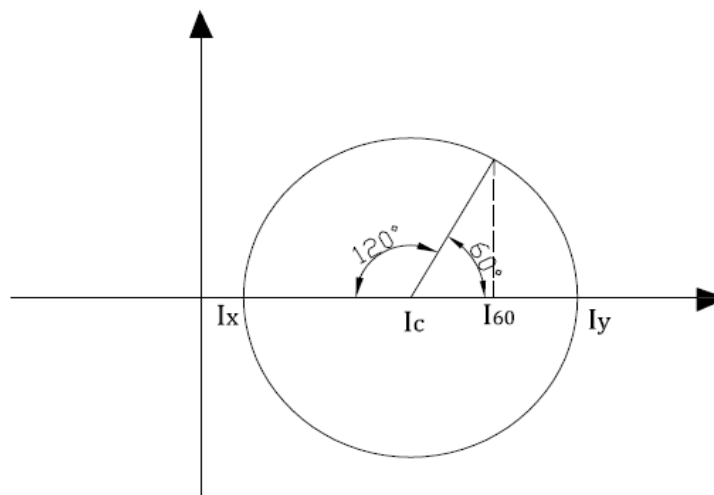


Figura. 3.16. Círculo de Mohr del problema.

El momento de inercia del centro del círculo de Mohr será por tanto:

$$I_c = \frac{I_x + I_y}{2} \quad (3.41)$$

Añadiendo (3.39) y (3.40) en (3.41) resulta:

$$I_c = \frac{I_x + I_y}{2} = \frac{1}{192} \cdot (4 \cdot D \cdot h^3 + D^3 \cdot h) \quad (3.42)$$

Se puede observar en las expresiones (3.39) y (3.40), que debido a las dimensiones del sistema el momento de inercia I_y es mucho mayor que I_x . Por tanto en la ecuación (3.42) se puede despreciar este último frente al primero, sin cometer demasiado error. El resultado se muestra en la siguiente ecuación:

$$I_c \cong \frac{I_y}{2} = \frac{1}{192} \cdot D^3 \cdot h \quad (3.43)$$

Una vez obtenido el momento de inercia del centro de círculo de Mohr (I_c), y fijándose en la Figura. 3.15, se puede obtener fácilmente el momento de inercia de un elemento girado 60° respecto al eje horizontal (x), como sigue:

$$I_{60} = \frac{I_c + I_y}{2} = \frac{3}{2 \cdot 192} \cdot D^3 \cdot h = \frac{1}{128} \cdot D^3 \cdot h \quad (3.44)$$

La ecuación (3.44) representa el valor del momento de inercia de un elemento girado 60° , cuyo centro de gravedad coincide con el punto que se ha tomado como origen de coordenadas. Este caso es bien distinto, ya que tanto en la lamina (2) como en la (3) el centro de gravedad está alejado de este punto, concretamente está separado una distancia $D/4$. Por tanto para el cálculo de los momentos de inercia de estos dos elementos, se debe aplicar el teorema de Steiner, como se puede observar en la siguiente expresión:

$$\begin{aligned} I_2 = I_3 &= I_{60} + A \cdot \left(\frac{D}{4} \cdot \text{sen}(60) \right)^2 = I_{60} + \frac{D}{2} \cdot h \cdot \left(\frac{D}{4} \cdot \frac{\sqrt{3}}{2} \right)^2 \\ &= I_{60} + \frac{3}{128} \cdot D^3 \cdot h \end{aligned} \quad (3.45)$$

Operando la expresión (3.45) y añadiendo (3.44), llegamos a:

$$I_2 = I_3 = \frac{1}{128} \cdot D^3 \cdot h + \frac{3}{128} \cdot D^3 \cdot h = \frac{4}{128} \cdot D^3 \cdot h = \frac{1}{32} \cdot D^3 \cdot h \quad (3.46)$$

Una vez calculados los momentos de inercia de todos los elementos solo queda sumarlos:

$$I = I_1 + I_2 + I_3 = I_x + 2 \cdot I_2 = \frac{1}{24} \cdot D \cdot h^3 + 2 \cdot \frac{1}{128} \cdot D^3 \cdot h \cong \frac{1}{16} \cdot D^3 \cdot h \quad (3.47)$$

Y al igual que se ha hecho anteriormente, en la expresión (3.43), el término I_x puede despreciarse respecto al otro, quedando finalmente el momento de inercia del sistema como:

$$I = \frac{1}{24} \cdot D \cdot h^3 + 2 \cdot \frac{1}{128} \cdot D^3 \cdot h \cong \frac{1}{16} \cdot D^3 \cdot h \quad (3.48)$$

Por último solo queda sustituir el valor del momento de inercia obtenido en (3.48) y añadirlo en la ecuación de pandeo (3.36), resultando finalmente la siguiente expresión para el cálculo de la fuerza máxima que puede soportar el elemento analizado antes del colapso.

$$P_{max} = \left(\frac{\pi}{H}\right)^2 \cdot E \cdot \frac{1}{16} \cdot D^3 \cdot h \quad (3.49)$$

Esta expresión aporta el valor de la carga máxima que soporta cada nodo de la estructura de nido de abeja hexagonal. Para obtener la resistencia de todo el núcleo se deberá multiplicar esta ecuación por el número de nodos existentes en el sistema.

Pero, lo que se busca en este proyecto, es encontrar la resistencia del núcleo de nido de abeja por unidad de superficie. Si la estructura fuera un bloque sólido, simplemente se dividiría la fuerza que resiste por la superficie de dicho elemento. Este caso es más complejo, ya que está formado por celdas hexagonales, y lógicamente hay lugares en los que se soporta más tensión que en otros.

Por tanto lo que se debe hacer es dividir la fuerza que resiste cada celdilla entre la sección de dicho elemento y todo ello multiplicarlo por el numero de ejes actuantes en cada elemento de la estructura.

Para el cálculo del área de cada unidad celular, lo que se hará será dividir el elemento en triángulos equiláteros tal cual se muestra en la siguiente figura.

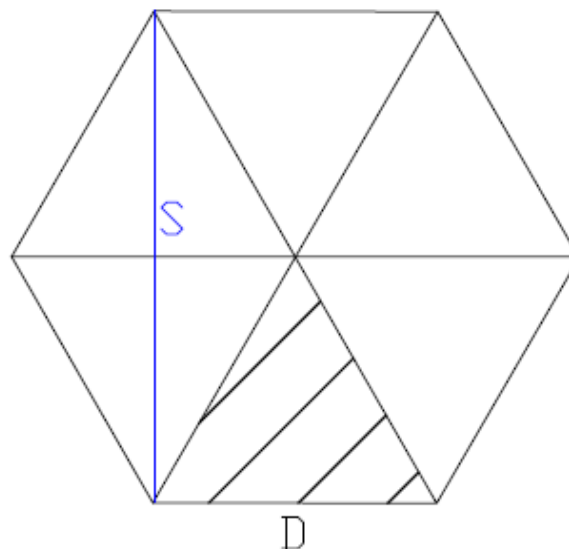


Figura. 3.17. División en triángulos equiláteros de una celdilla.

Por tanto el área de cada triángulo resultaría:

$$Area_{\Delta} = \frac{D \cdot S/2}{2} = \frac{D \cdot S}{4} \quad (3.50)$$

Se sabe que:

$$S = \sqrt{3} \cdot D \quad (3.51)$$

Por tanto sustituyendo 3.51 en 3.51 resulta:

$$Area_{\Delta} = \frac{\sqrt{3} \cdot D^2}{4} \quad (3.52)$$

Ya que el hexágono está compuesto por seis triángulos de las mismas características:

$$Area_{total} = 6 \cdot Area_{\Delta} = 6 \cdot \frac{\sqrt{3} \cdot D^2}{4} = \frac{3}{2} \cdot \sqrt{3} \cdot D^2 \quad (3.53)$$

En un primer momento, se puede pensar, ya que cada celda tiene seis vértices y por tanto seis ejes; que se debe multiplicar por seis la fuerza, tal y como se dijo anteriormente. Esto sería un error ya que cada uno de estos ejes pertenece a su vez a otras dos celdillas colindantes.

Para resolver este problema se ha planteado lo expuesto en la siguiente figura, es decir se ha dividido la unidad celular en secciones. Se ve, que cada eje pertenece a tres celdas, y hay un total de seis ejes por celda, por tanto se puede afirmar que cada eje aporta $1/3$ a cada celda y al haber seis ejes $6 \cdot 1/3 = 2$. Es decir realmente es como si actuaran dos ejes en cada unidad celular.

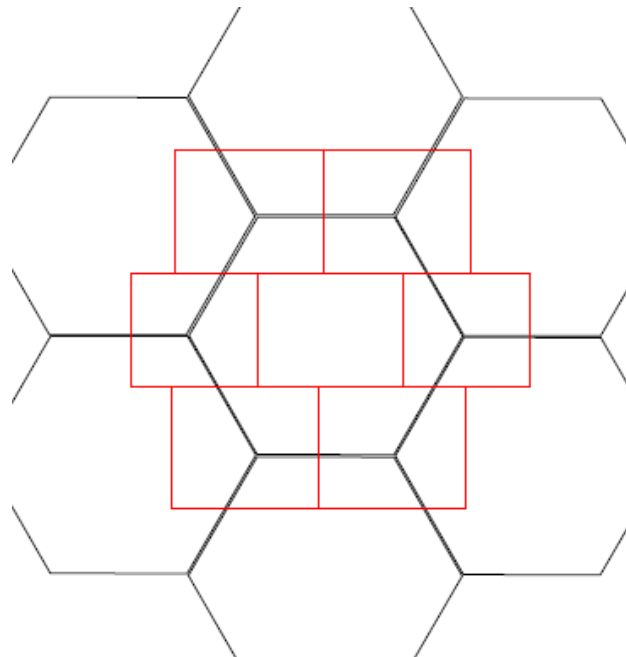


Figura. 3.18. División de la estructura de nido de abeja.

Por tanto, desde el punto de vista matemático lo que se hará será multiplicar la fuerza máxima que resiste cada eje de unión de tres celdas por el número de ejes que actúan en cada celda, dos en este caso. Posteriormente se dividirá esta cantidad por el área total de la unidad celular. Tal y como se muestra en la siguiente expresión:

$$\sigma_{P_{max}} = \frac{2 \cdot P_{max}}{Area\ total} = \frac{2 \cdot P_{max}}{\frac{3}{2} \cdot \sqrt{3} \cdot D^2} = \frac{4 \cdot P_{max}}{3 \cdot \sqrt{3} \cdot D^2} \quad (3.54)$$

Por tanto con la ecuación anterior se pretende obtener una solución sencilla de rápida aplicación para obtener un valor lo más cercano posible al valor extraído de resultados experimentales, de la resistencia por unidad de superficie de núcleos de nido de abeja de distintos materiales.

Capítulo. 4. Modelo Numérico.

4.1. Introducción.

Para la creación del modelo numérico para el material de estudio se ha empleado el software ABAQUS. Este es un programa de análisis ingenieril, conformado por un conjunto de complementos y que consigue simular la respuesta física de estructuras y cuerpos sólidos ante cargas, impactos y otros estados. Este software está creado para el diseño avanzado de componentes estructurales. ABAQUS emplea el método de los elementos finitos para la resolución de problemas planteados.

Además, ABAQUS permite resolver problemas de mecánica del sólido, lineales y no lineales, en los rangos estático y dinámico. Incluye modelos de material de tipo elastoplástico y viscoplástico, entre otros. En cuanto se refiere a problemas de no linealidad geométrica incluye formulaciones para grandes deformaciones y problemas de contacto.

En este capítulo se describirá la creación del modelo numérico en el mencionado software, que posteriormente será aplicado a los diferentes casos que serán analizados.

4.2. Definición de la geometría del modelo.

En este documento se analizarán los núcleos de distintos materiales tipo sándwich. Como se ha mencionado en capítulos anteriores, estos materiales están compuestos por las pieles y el núcleo. En este estudio solo se tendrá en cuenta este último ya que los materiales del otro componente suelen poseer características mecánicas bien conocidas, además de tener una estructura simple y de fácil análisis. Por todo ello, el núcleo, cuya distribución será de nido de abeja hexagonal, será el protagonista de este documento y por tanto el principal objeto de estudio.

4.2.1. Geometría del núcleo.

La definición de la geometría de la estructura es el primer paso que se debe realizar para la creación de un modelo numérico adecuado. Se debe tener en cuenta también, el tipo de entorno en que se desea trabajar; si en dos o tres dimensiones.

Los pasos mencionados para la definición de las características geométricas de la estructura pueden realizarse en el primer módulo de ABAQUS, llamado "Part". Dentro de él, hay una opción o botón ("Create a Part"), donde se puede definir la geometría deseada en

planta, que no son más que celdas hexagonales, en estos casos. Antes de ello, se deben elegir las opciones que debe tener el modelo; estas son las descritas en el primer párrafo.

Lo que se quiere es, de forma lógica, que la estructura se deforme al aplicarle una carga, opción que puede elegirse en ABAQUS ("deformable").

Se sabe que los núcleos de panel de nido de abeja hexagonales están compuestos por pared de poco espesor en forma de lámina. Por tanto la opción del software que se adapta perfectamente a esta propiedad es la del tipo "Shell". Se debe seleccionar además la opción de "Extrusion" (Figura. 4.1)

Por tanto, como se ha venido diciendo la forma de proceder será la siguiente:

- Se definirá la geometría en planta del modelo, que no será más que dibujar el número de celdas hexagonales adecuado, en el botón "Create a Part" (Figura. 4.2).
- Lo que se pretende, después, es aplicarle una cierta altura (que variará dependiendo del caso) a lo representado en planta, esta opción, como se ha mencionado anteriormente, se recoge en el software como "Extrusion".

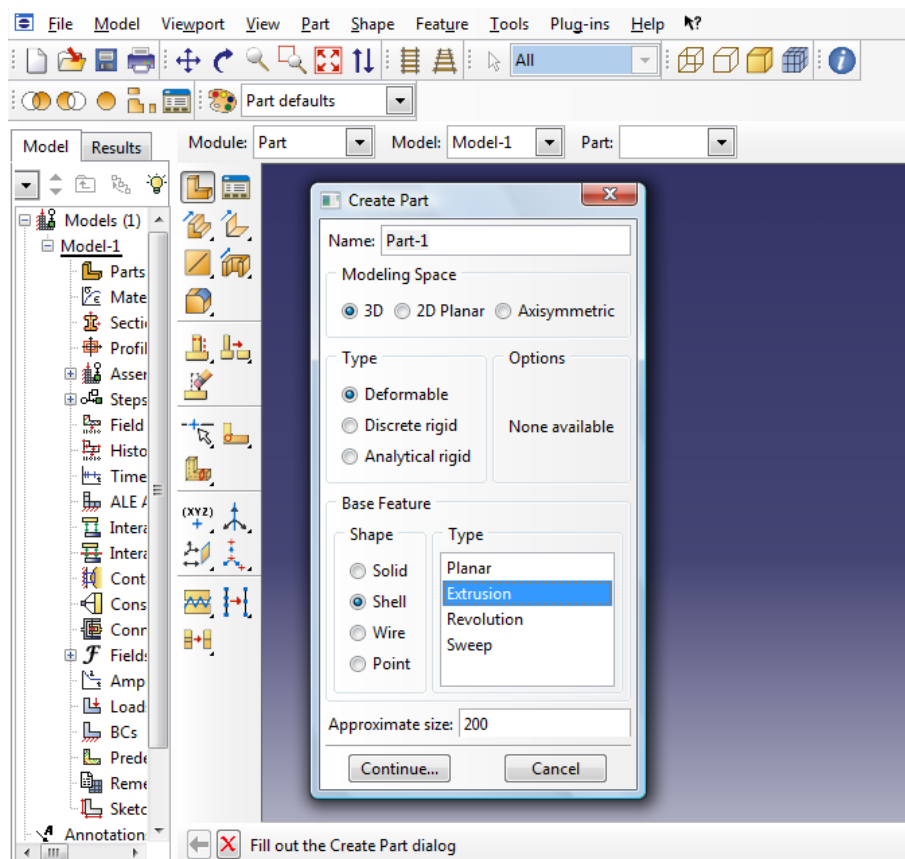


Figura. 4.1. Botón "Create a part" de ABAQUS.

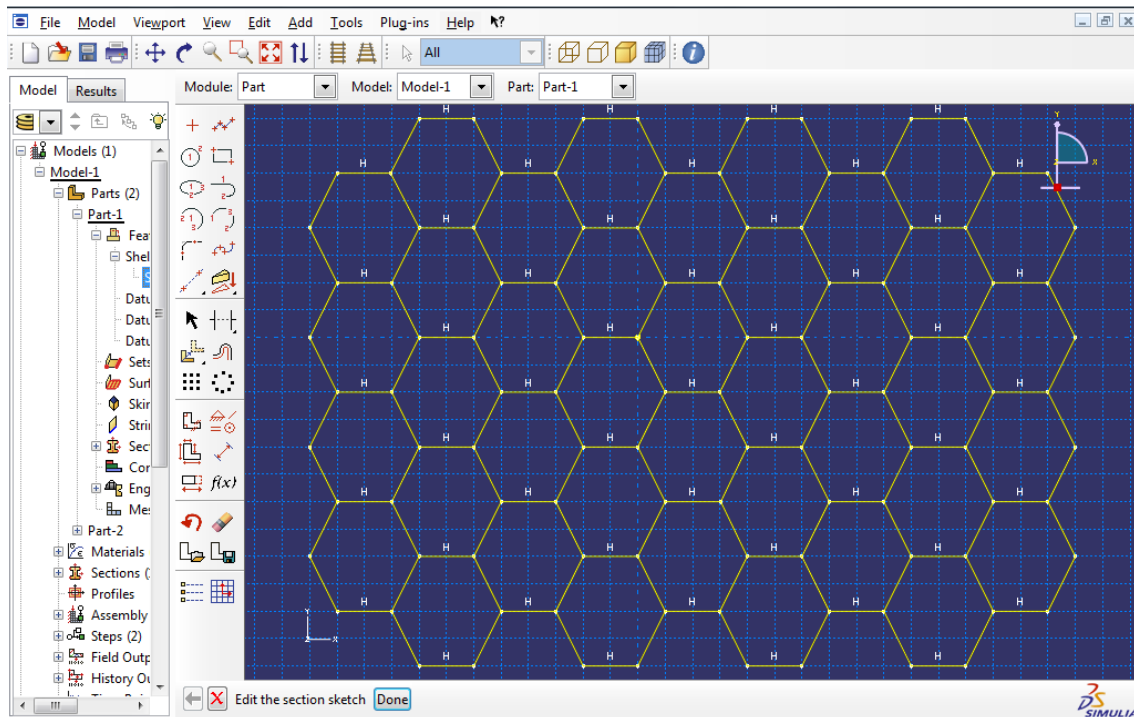


Figura. 4.2. Creación de la base del panel de nido de abeja para la posterior extrusión.

Este primer paso quedaría finalizado como se muestra en la Figura. 4.3, donde se puede ver la estructura finalmente extruida. Como se ha mencionado anteriormente, el sistema que se analiza, solo estará compuesto por el núcleo, y las cargas serán aplicadas directamente sobre él.

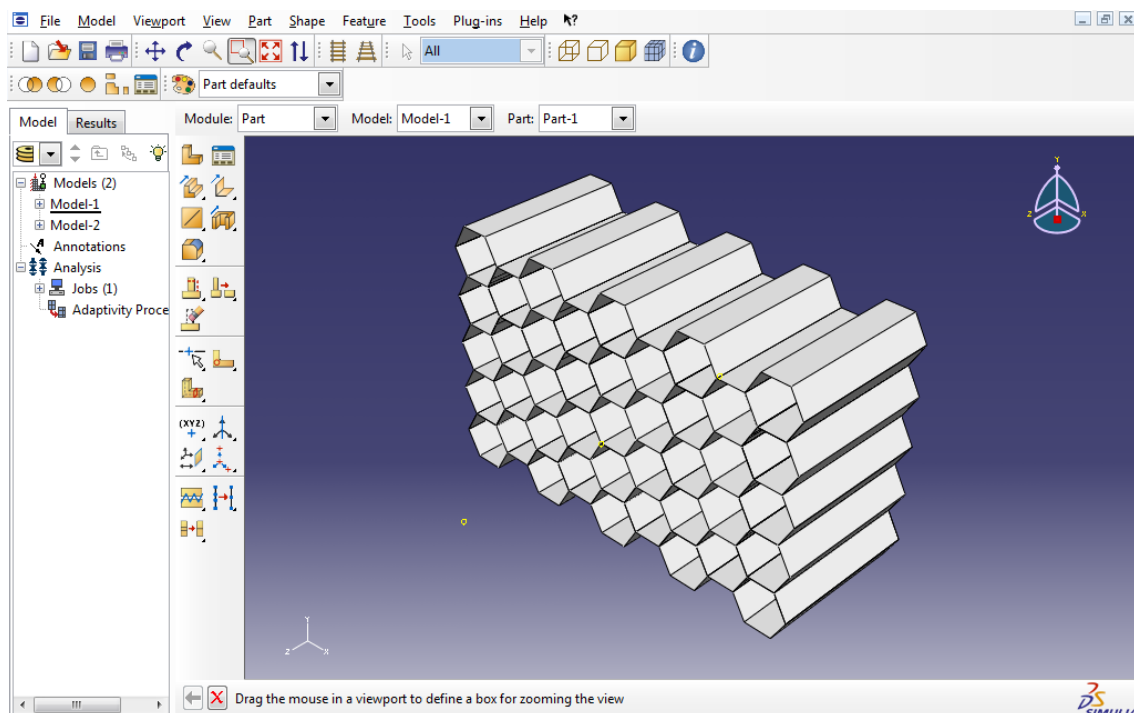


Figura. 4.3. Panel de abeja extruido.

4.3. Propiedades del material.

Tras la definición de la geometría la estructura, se pasa a definir el material del que estará formado el núcleo. Estas características pueden introducirse en el segundo módulo de ABAQUS, llamado "Property". Este software da la opción de seleccionar el nombre que se desee poner al material, así como las propiedades físicas y mecánicas deseadas.

De los materiales de estudio se conoce su densidad ,además, de algunas propiedades mecánicas, principalmente las elásticas, como son el módulo de elasticidad, el coeficiente de Poisson y el módulo de cortadura.

Para introducir las mencionadas propiedades se debe seleccionar, una vez dentro del primer botón, la pestaña "General" (Figura. 4.4). En ella se puede añadir el valor de densidad de cada material. Posteriormente las propiedades elásticas se definen en la pestaña "Mechanical", dentro de la cual se puede elegir la opción "Elastic", que es donde finalmente se podrán introducir los valores deseados para el módulo de elasticidad, de cortadura y el coeficiente de Poisson; además de seleccionar el tipo de material, que como se ha dicho anteriormente será de tipo lamina, como se muestra en la Figura. 4.5.

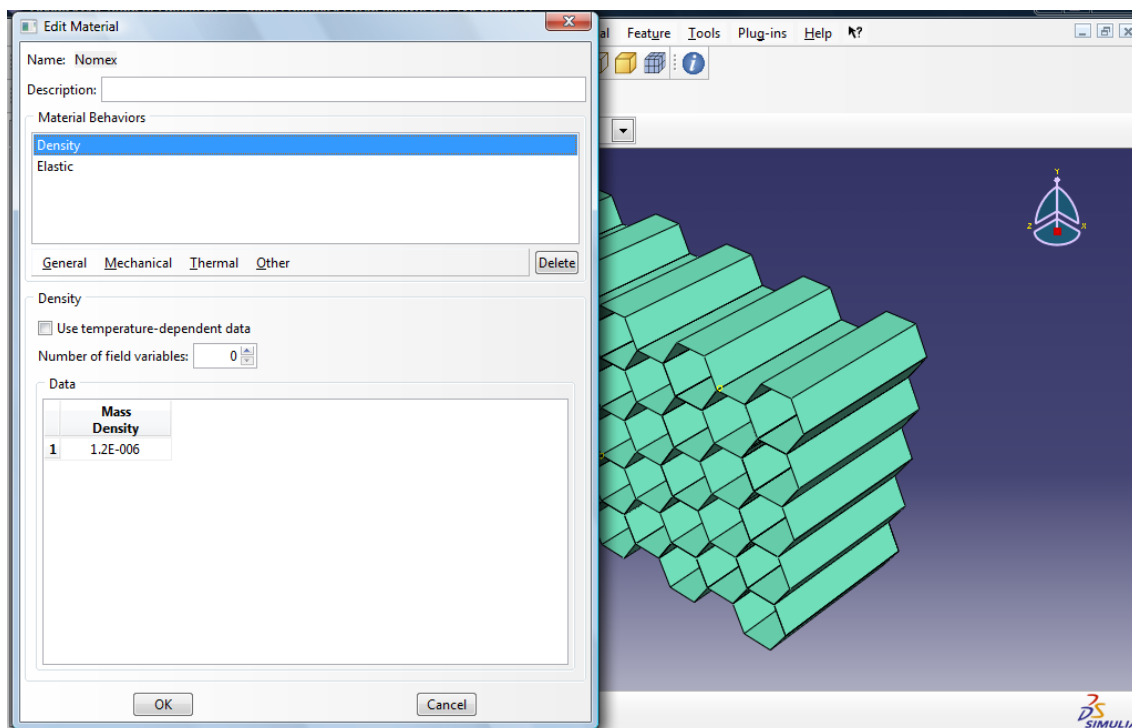


Figura. 4.4. Definición del material, densidad.

Entre las propiedades elásticas, que se definen, se observa en la Figura. 4.5, que se encuentra en módulo de elasticidad en la dirección 1 y en la dirección 2, estas direcciones representan el eje “x” e “y” de coordenadas respectivamente, lógicamente el valor 3 indicará el eje “z”. Se ve también que se define el módulo de cortadura en distintas direcciones (12, 13, 23), además del coeficiente de Poisson en la dirección 12 (Nu12).

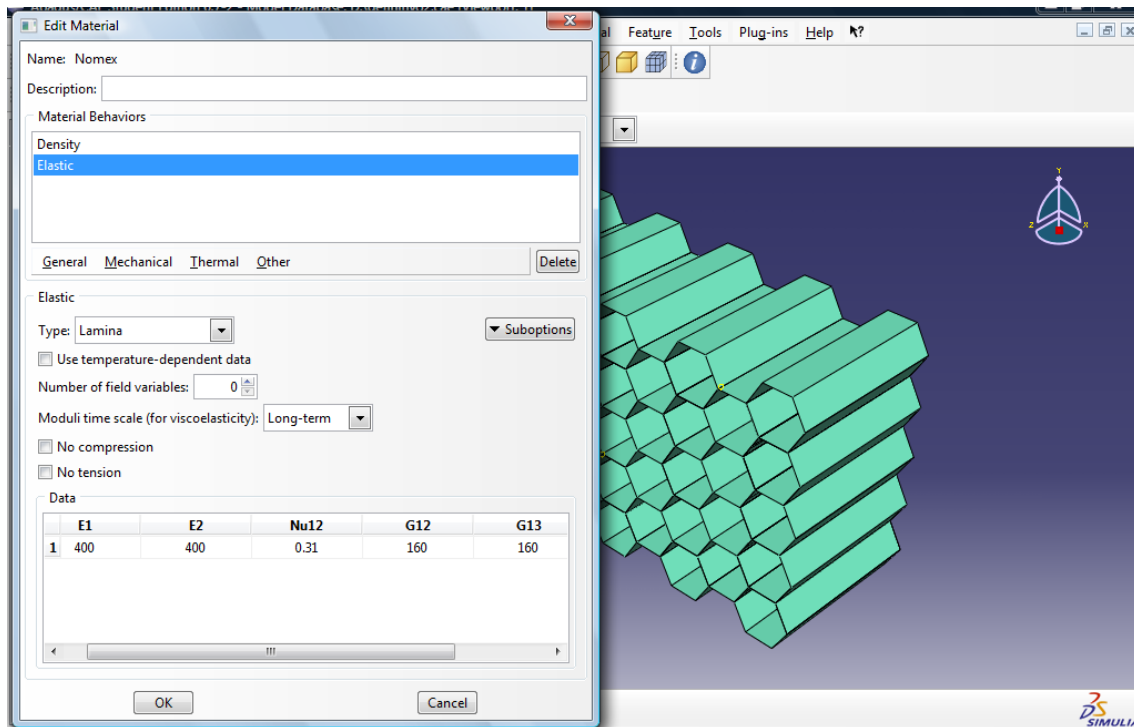


Figura. 4.5. Propiedades elásticas del material.

Ya se tiene, por tanto, definida la geometría del modelo y las propiedades del material de que estará formado el núcleo. Ahora, la forma lógica de actuar, es la de asignar este material a la estructura creada en la primera parte.

Lo que se debe hacer para completar esta acción en ABAQUS es lo siguiente:

Se debe definir una sección de la estructura a la que asignarle el material, todo ello mediante la opción "define a section" (Figura. 4.6). Se deben completar, además, las operaciones de categoría y el tipo de sección.

Todos los materiales estudiados son de tipo lamina y homogéneos en su composición, por ello en ABAQUS se eligen las siguientes opciones: en categoría se selecciona “Shell” y en tipo “Homogeneous”.

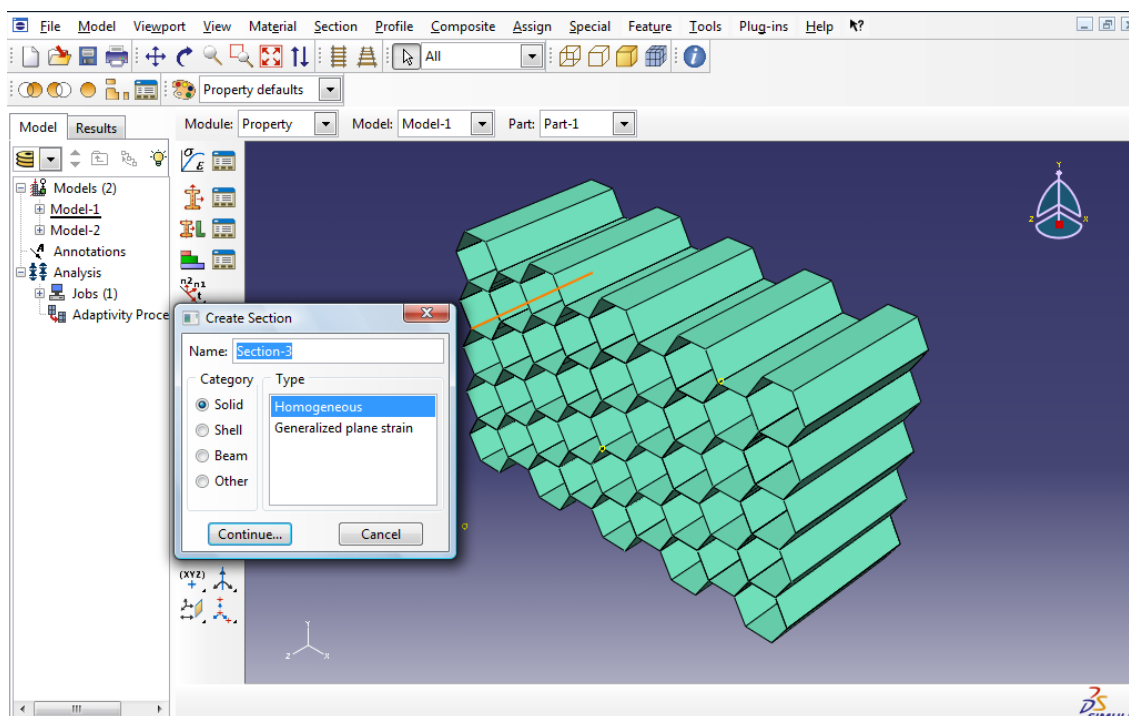


Figura. 4. 6. Definir una sección.

Posteriormente y, tras definir la sección, debe ser asignada a ella un tipo de material mediante la opción “assing section”. Es decir en este paso lo que se debe hacer es seleccionar las partes del modelo que se deseen y asignarles uno de los materiales definidos en pasos anteriores.

Este paso conviene analizarlo más detenidamente ya que, como se ha mencionado en la sección 2.4.3.1, el material de estudio está formado por expansión y debido a ello existen zonas del panel que, por el proceso de fabricación, presentan doble espesor y otras en las que el espesor es simple, es decir está formado por una sola lamina. Por todo esto se han definido dos secciones una llamada: “Pared Doble” y otra “Pared simple”, y en cada una, se han elegido las partes del material adecuadas para la correcta descripción del mismo. En la Figura 4.7 se puede ver la creación de estas dos secciones además de las zonas del núcleo que presentan espesor doble.

Las secciones restantes del material, por tanto, presentarán espesor simple, esto se puede ver en la Figura. 4.8. Para cada sección se debe asignar el espesor de la lámina, que será un cierto valor para el caso simple y el doble para el caso de pared doble.

Con todo lo mencionado se tendría completamente definido el núcleo del material con todas sus propiedades tanto físicas como mecánicas.

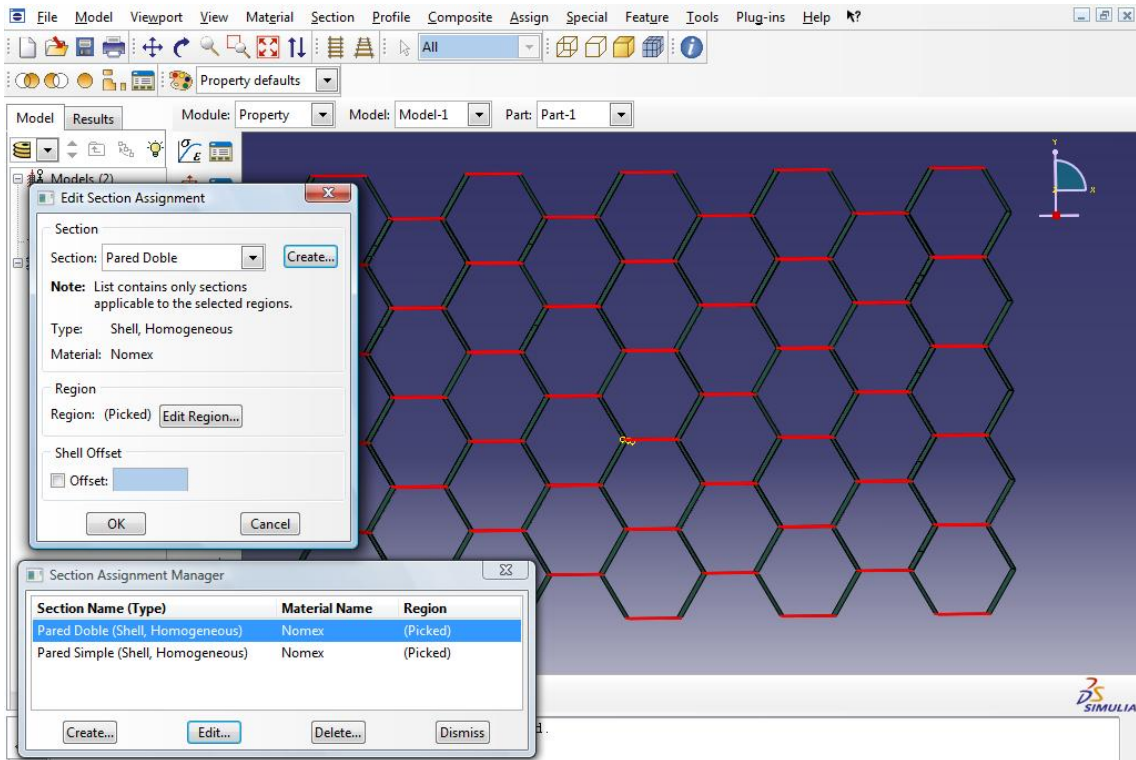


Figura. 4. 7. Zonas de espesor doble en el núcleo.

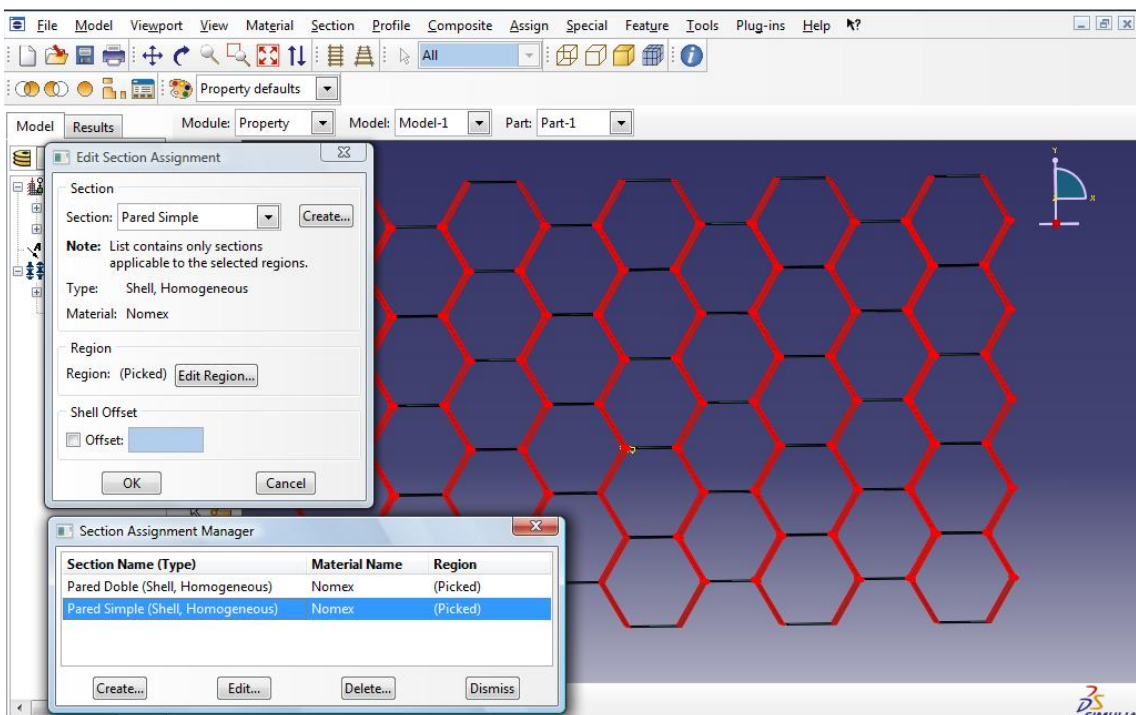


Figura. 4.8. Zonas de espesor simple en el núcleo.

4.4. Ensamblaje del núcleo.

Para completar la definición de un modelo correctamente en ABAQUS se deben seguir los distintos módulos y opciones que presenta dicho software. Algunos de ellos no afectan ni a la geometría ni a las propiedades del material del que está compuesto el núcleo; aun así deben ser tenidos en cuenta.

Llegados a este punto, se deberían agrupar en un mismo entorno de trabajo todas las partes que conformen el sistema a analizar, así como colocarlos en la posición relativa adecuada, simulando de la mejor forma posible la realidad.

Los casos analizados en este proyecto son sencillos en cuanto a número de elementos, ya que solo consta de uno, el núcleo.

Todo el proceso descrito se lleva a cabo en el módulo "Assembly" de ABAQUS, concretamente los elementos se colocan, uno tras otro en un mismo entorno, mediante la opción "Instance Part" (Figura. 4.9).

No se entrará en más detalles respecto a este módulo ya que no presenta significado físico alguno y solo se ha mencionado por la obligatoriedad de su definición para completar correctamente el modelo.

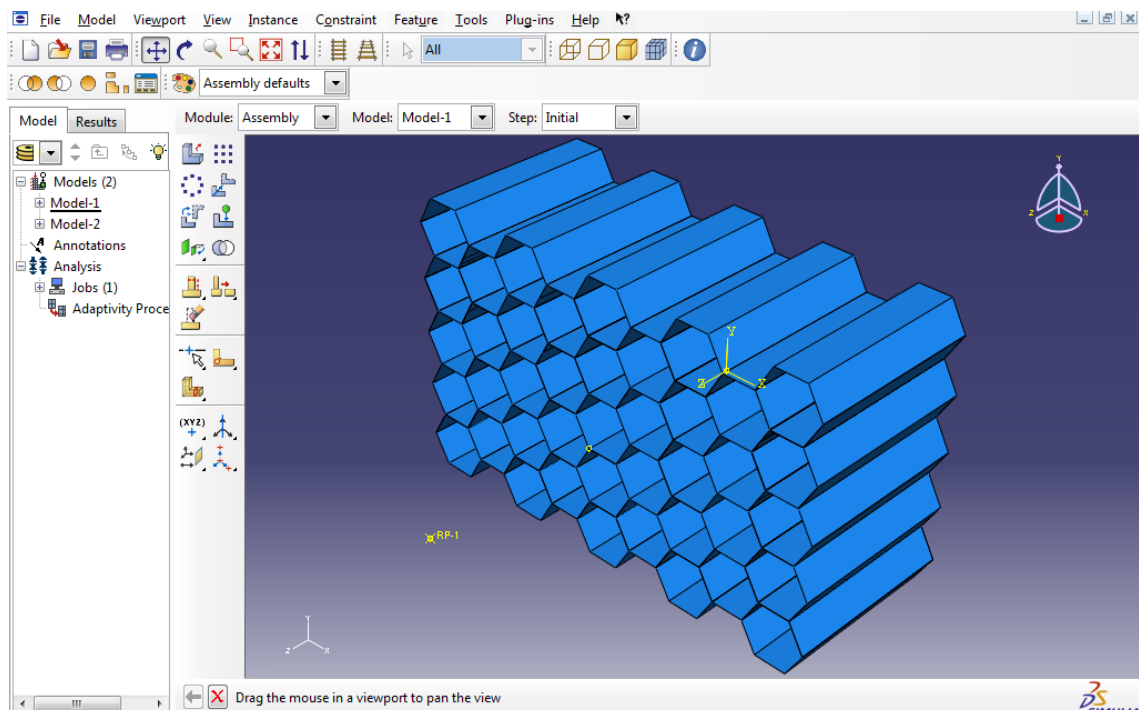


Figura. 4.9. Ensamblaje del Núcleo.

4.5. Módulo Step.

Hasta ahora se han definido las propiedades del material, la geometría del núcleo y se ha colocado el modelo para comenzar a trabajar con él.

Otro factor importante a definir a la hora de realizar cualquier modelo numérico es la definición del tiempo que debe durar el análisis. Este punto es importante, ya que un tiempo muy elevado podría retrasar el cálculo, además de presentar resultados incorrectos. Por el contrario un periodo de tiempo demasiado corto podría proporcionar resultados insuficientes, es decir, daría solo, por ejemplo, una parte de la curva fuerza-desplazamiento.

La definición del tiempo de análisis se hace mediante el módulo "Step" y variará dependiendo del caso. Para completar este paso, se ha de elegir la opción lógica, de ensayo dinámico y explícito.

En la Figura. 4.10, se puede ver un ejemplo para 0,1 segundos.

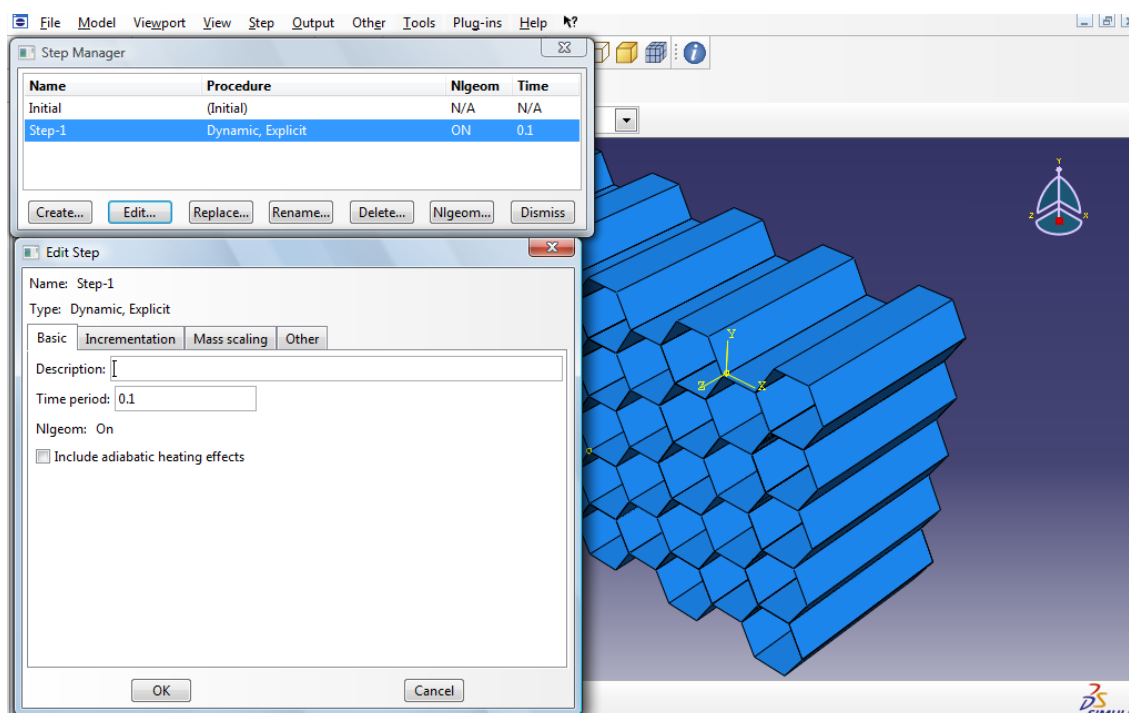


Figura. 4.10. Definición del tiempo de simulación.

Otro factor decisivo es la elección de los resultados que se deseen obtener, es decir los factores que debe calcular ABAQUS.

Esta elección se realiza en el software mediante dos bloques de resultados principales "Field Output" e "History Output" (Figura. 4.11).

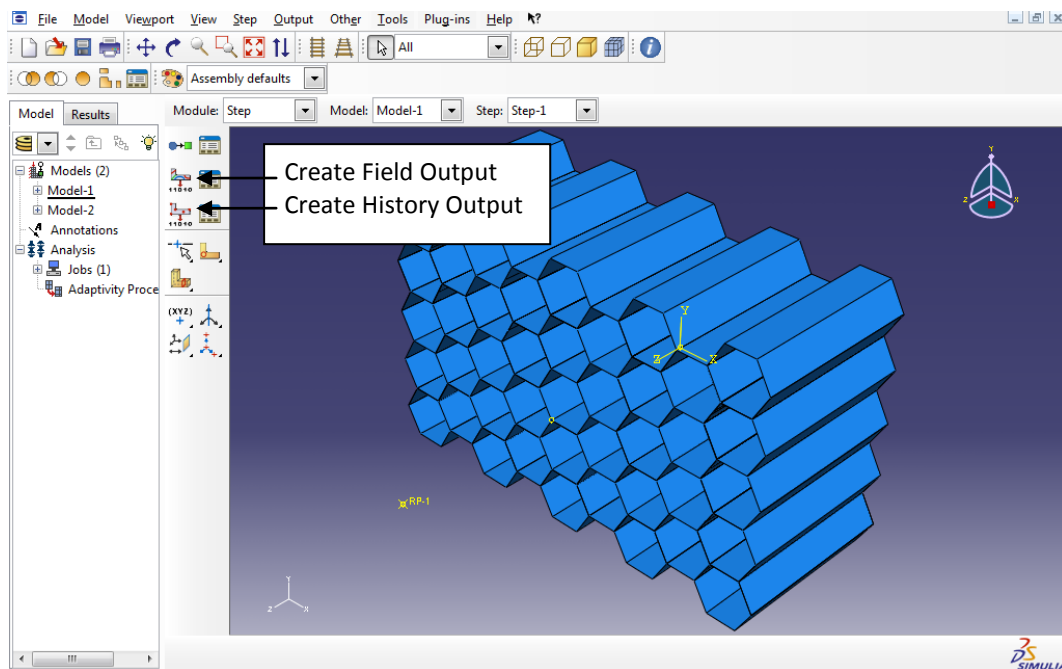


Figura. 4.11. Ubicación de los botones "Create Field Output" y "Create History Output".

El primero de ellos guarda valores de las variables que dependen de los nodos o de los elementos. Por otro lado el "History Output" guarda valores de las variables que tienen un valor global para todo el elemento.

Podría también, ser interesante, en otro tipo de análisis restringir los dominios de cálculo en una parte o partes del modelo, por ejemplo para el caso de impacto de un proyectil en un punto concreto de un sólido. En cambio para este proyecto, conviene más analizar las soluciones en el modelo completo, ya que se desea conseguir la resistencia global del núcleo y la resistencia por unidad de superficie.

Por tanto la opción elegida en ABAQUS, tras crear el "Field Output" será elegir "Whole model" (Todo el modelo, ver Figura. 4.12).

Como se puede ver en la Figura. 4.12, se han seleccionado distintos parámetros de cálculo, algunos serán objeto principal del estudio planteado en este proyecto, mientras que otros, simplemente serán válidos para la verificación de la correcta realización del modelo. Todos ellos quedan resumidos en la Tabla. 4.1.

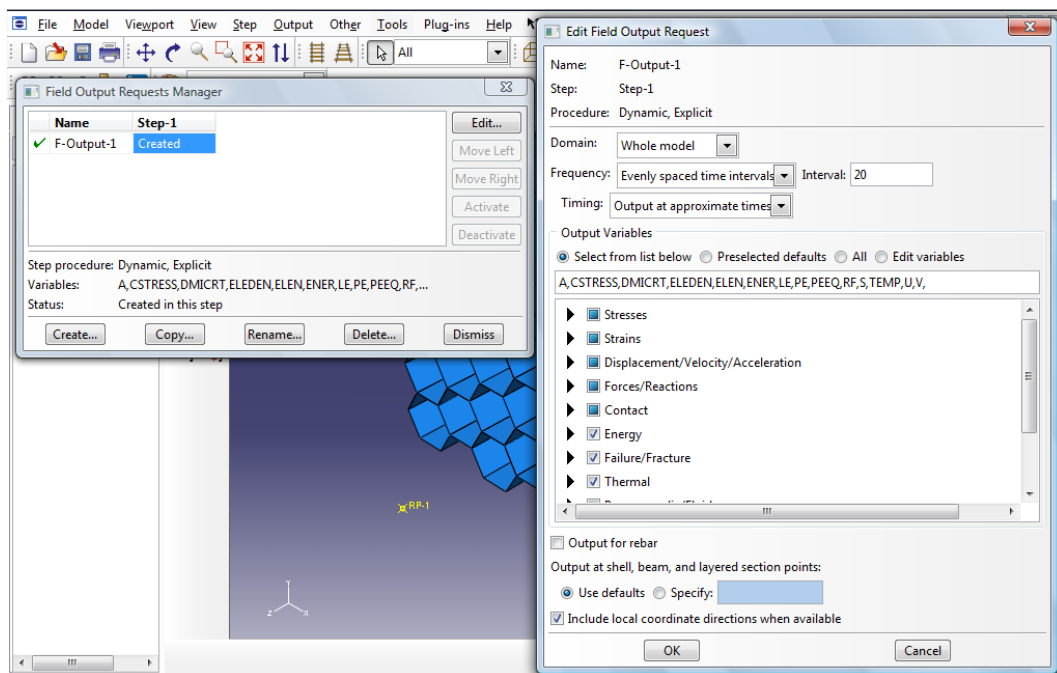


Figura. 4.12. "Field Output".

RESULTADOS DE FIELD OUTPUT	
➤ Tensiones.	<ul style="list-style-type: none"> • Componentes e invariantes de la tensión.
➤ Deformaciones.	<ul style="list-style-type: none"> • Componentes de la deformación plástica. • Deformación plástica equivalente. • Componentes logarítmicos de la deformación.
➤ Desplazamiento/Velocidad/Aceleración.	<ul style="list-style-type: none"> • Traslaciones y rotaciones. • Velocidad de traslación y de rotación. • Aceleración de traslación y de rotación.
➤ Fuerzas/Reacciones.	<ul style="list-style-type: none"> • Reacciones, Fuerzas y Momentos.
➤ Contacto.	<ul style="list-style-type: none"> • Tensión de contacto.
➤ Energía.	<ul style="list-style-type: none"> • Todas las magnitudes de energía. • Todas las magnitudes de energía en el elemento. • Todas las componentes de energéticas de la densidad.
➤ Fallo/Fractura.	<ul style="list-style-type: none"> • Criterio de daño inicial.
➤ Térmicas.	<ul style="list-style-type: none"> • Temperatura del modelo.

Tabla. 4.1. Resultados del "Field Output".

Una vez definidos los resultados del “Field Output” se deben definir los del “History Output”. El procedimiento es muy similar al anterior, y que de nuevo, el dominio de análisis será elegido para todo el modelo, como se ve en la siguiente figura.

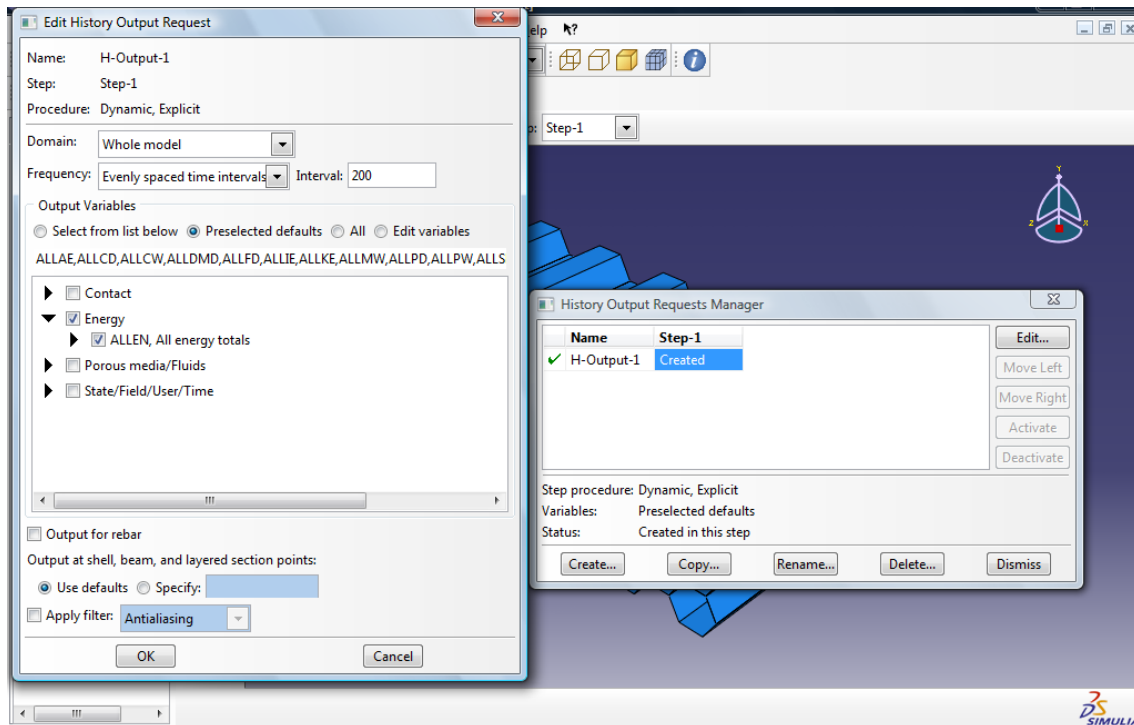


Figura. 4.13. “History Output”.

Al igual que se ha hecho para el caso del “Field Output” se mostrarán ahora los parámetros elegidos para el cálculo en la Tabla. 4.2.

RESULTADOS DE HISTORY OUTPUT	
➤ Energía.	
• Todas las energías totales.	

Tabla. 4.2. Resultados del “History Output”.

Este segundo bloque de cálculo tiene una importancia significativa, ya que va a servir para obtener los diferentes diagramas y datos de la fuerza a la que está sometido el núcleo, y con ello resultados importantes para este análisis.

Con todo lo mencionado se dan por finalizadas todas las acciones necesarias para completar este módulo de ABAQUS.

4.6. Interacciones.

Tras la definición de todos los puntos mencionados anteriormente se deben, ahora crear las distintas interacciones entre los elementos que componen el modelo, así como el tipo de ensayo deseado. En este caso, ya que se busca un modelo sencillo, el ensayo será de tipo normal.

Todo lo mencionado se realiza en el módulo "Interactions" y el tipo de ensayo se selecciona concretamente en el botón "Create interactions Property".

Según lo mencionado en los párrafos anteriores de este apartado, las opciones seleccionadas serán (Figura. 4.14):

- Normal Behavior.
- Pressure-Overclosure.
- Hard-Contact.

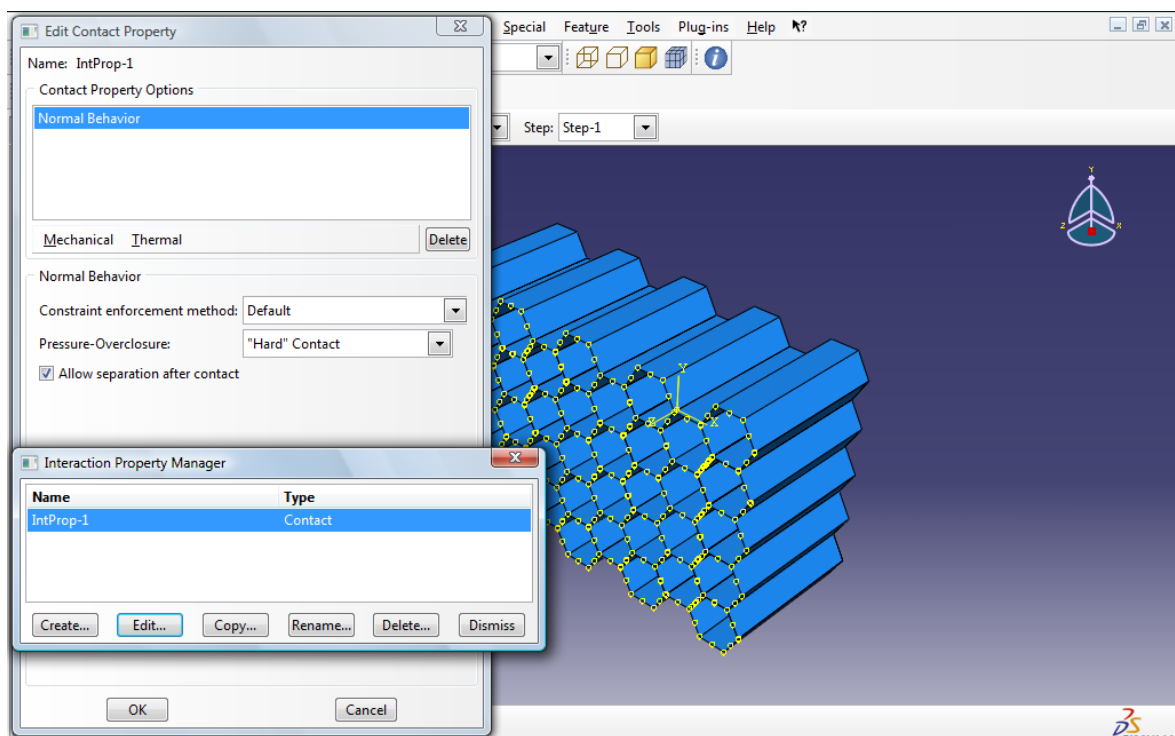


Figura. 4.14. Propiedades de la Interacción.

Lo que se hará ahora será definir un punto de referencia (RP-1), para crear una interacción entre este y la parte superior del modelo, en la dirección "z", (3 en ABAQUS). El objetivo de esto, es una vez establecido el vínculo, poder tanto, aplicar las posibles cargas o desplazamientos en el punto creado, como obtener los resultados necesarios referidos a este mismo. Con esta acción se puede, por tanto, conseguir los datos de lo que se ha desplazado la parte superior del núcleo, refiriéndolos al citado punto (Figura. 4.15).

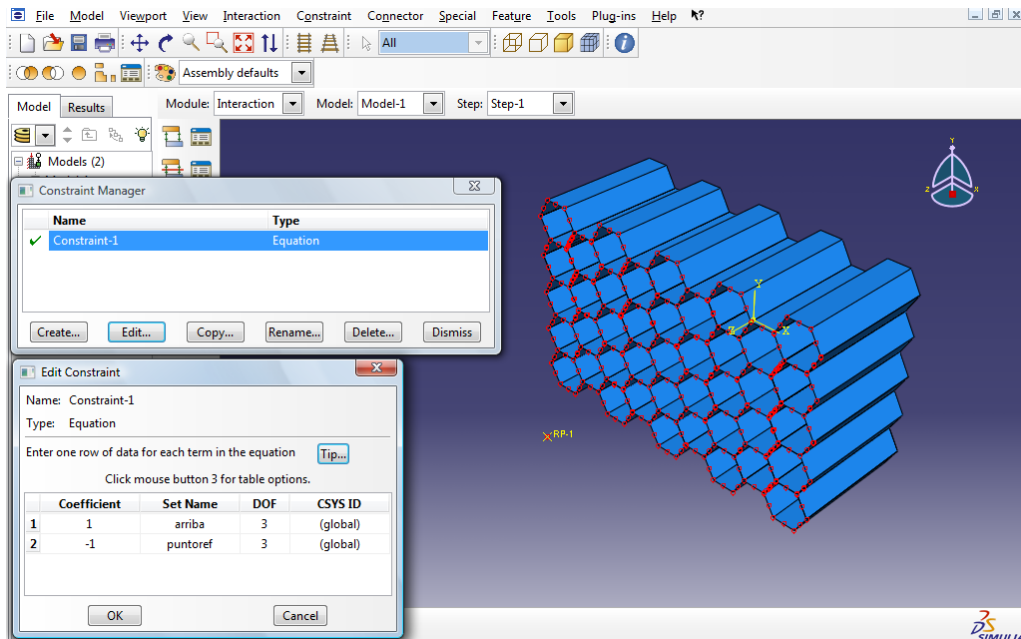


Figura. 4. 15. "Create Constraint".

4.7. Cargas y restricciones.

Se ha definido hasta ahora, la geometría del modelo, las propiedades elásticas, las interacciones entre elementos y el tiempo de análisis entre otras. Pero aún no han sido seleccionados las distintas cargas, desplazamientos y restricciones de los grados de libertad que pueda tener el modelo de estudio.

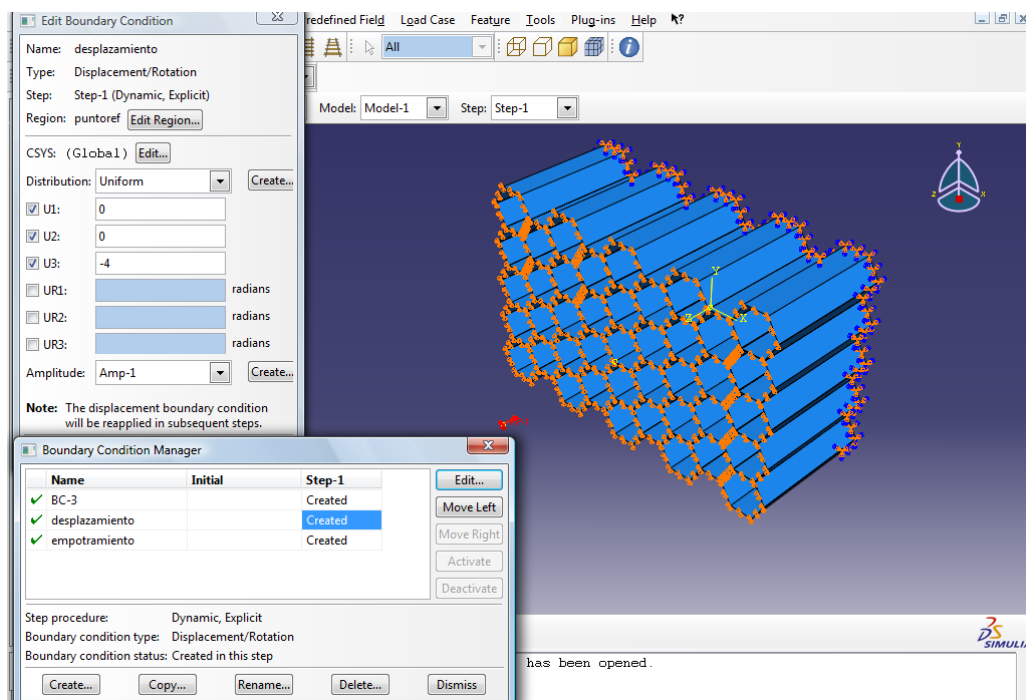


Figura. 4.16. Condición de Desplazamiento.

Para este caso lo que se hará será, empleando la interacción creada anteriormente entre el punto de referencia y la parte superior del núcleo; aplicar un desplazamiento en el citado punto, de modo que se consiga aplastar el núcleo el valor deseado (Figura, 4.16). Este valor, debe ser seleccionado cuidadosamente y de forma lógica, cambiará dependiendo del caso, ya que en gran medida depende del espesor de la estructura.

Elegir los desplazamientos en el punto de referencia es útil, también, desde el punto de vista de los resultados ya que seleccionando las reacciones en ese punto, se pueden saber las reacciones del núcleo en su conjunto.

Como se ha mencionado anteriormente, los resultados deseados son la fuerza máxima y media que puede soportar el núcleo, antes y después del colapso respectivamente.

Es importante tener en cuenta que, llegados a este punto, es esencial definir un sistema de referencia que permita aplicar las condiciones de contorno en la dirección y sentido correctos.

Se debe, también, crear restricciones en la parte superior del núcleo, para que este no pandee lateralmente y, su aplastamiento, se produzca, por tanto, siguiendo el eje z. para conseguir esto la forma de actuar será imponer desplazamientos nulos en los ejes xy (Figura. 4.17).

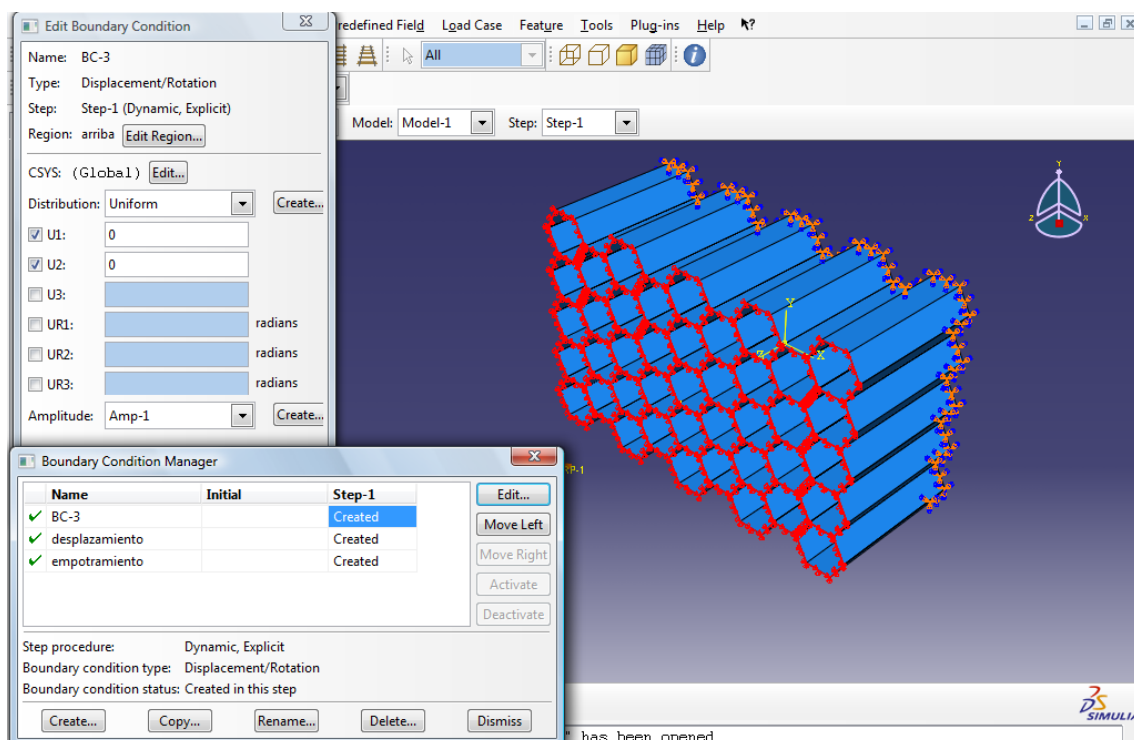


Figura. 4.17. Restricción de pandeo lateral del núcleo.

Por último conviene restringir totalmente los movimientos de la parte inferior del núcleo para que no se produzcan desplazamientos indeseados que hagan error al programa en sus cálculos. Es decir, lo que hará será empotrar el plano inferior de la estructura (Figura. 4.18)

Todas las acciones descritas se realizan en ABAQUS en el módulo "Load", concretamente en la opción "Create a Boundary Conditions".

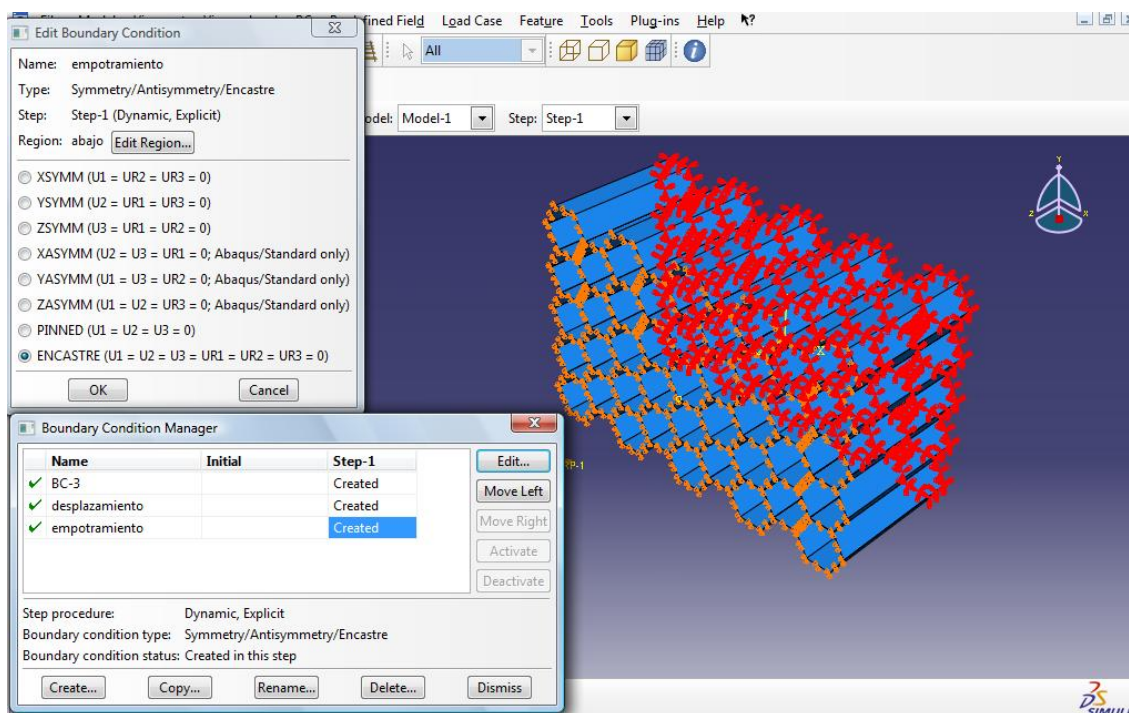


Figura. 4.18. Empotramiento de la parte inferior del núcleo.

Otra opción habría sido aplicar una carga en la parte superior del núcleo, con la opción "Create Load", de este modo se tendría que introducir la dirección de aplicación de la misma, la intensidad y la velocidad con la que actúa en la estructura. Sin embargo se ha descartado la opción en este proyecto.

4.8. Mallado.

Como se mencionó en capítulos anteriores ABAQUS trabaja mediante el método de los elementos finitos, por ello lo que se hace es descomponer el modelo en elementos de menor tamaño, de modo que el software calcule los resultados en cada uno de ellos, para posteriormente unificarlos y obtener los datos globales del conjunto estructural. Por ello el afinamiento de la malla es fundamental desde el punto de vista de los resultados del análisis, ya que de este factor depende la precisión de los datos obtenidos.

Lógicamente a mayor número de nodos, mayor precisión se consigue en los resultados, aunque llegados a un cierto número de divisiones las variaciones son tan insignificantes que no es necesario ser tan minucioso.

Lo que se pretende en este estudio es la definición de un modelo sencillo de rápida aplicación por tanto, al buscar esto, no tendría sentido afinar demasiado el mallado, ya que el tiempo de procesamiento aumentaría de forma notable.

Todo el proceso de mallado se realiza en el módulo "Mesh" de ABAQUS, en el que puede elegirse la distancia entre elementos en la malla y la forma de estos elementos.

Podría darse el caso de querer mallar de una forma más fina una parte concreta de la estructura por ser, por ejemplo, la zona que soporta mayores tensiones o la zona que recibe un impacto.

El caso de estudio no presenta zonas donde se necesite esta opción, por tanto el mallado será uniforme, ya que cada parte de la estructura tiene suma importancia desde el punto de vista de los resultados.

Para completar la tarea de mallado en ABAQUS, se deben definir, tanto las distancias entre elementos, la forma de estos y finalmente verificar la malla creada. Esto se realiza mediante tres botones principales que pueden verse en la siguiente figura.

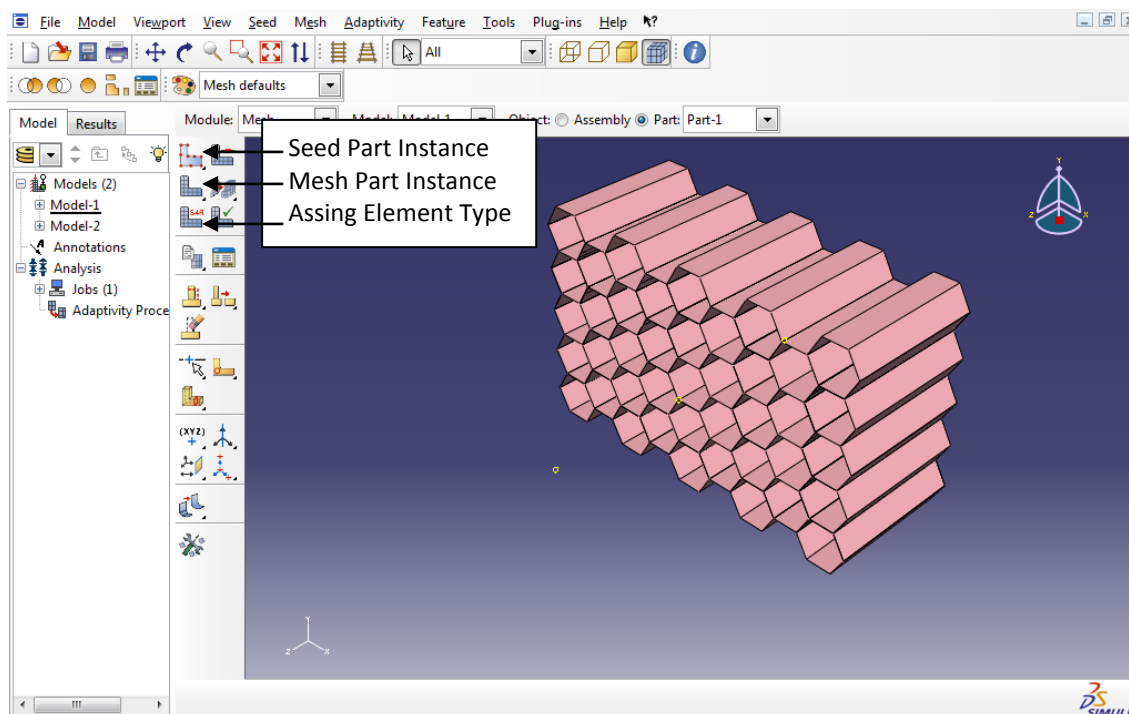


Figura. 4.19. Comandos empleados para el mallado en ABAQUS.

Para obtener el valor que se debe introducir se han realizado diferentes pruebas, primeramente con un mallado muy poco preciso de modo que se obtenían resultados de forma rápida. Posteriormente se fue afinando la malla lo máximo posible hasta conseguir un equilibrio entre tiempo de cálculo, afinamiento de la malla y precisión de los resultados. No se describirá el proceso que ha llevado hasta obtener el valor idóneo de refinado de la malla ya que se trata simplemente de probar hasta encontrar el más adecuado en cada caso.

Finalmente, para los distintos modelos planteados en este proyecto se elegirá un valor determinado, como ejemplo se puede ver la Figura. 4.20, en la que se ha elegido “1” como separación entre elementos; de este modo se consigue un correcto afinamiento de la malla sin afectar al tiempo de proceso.

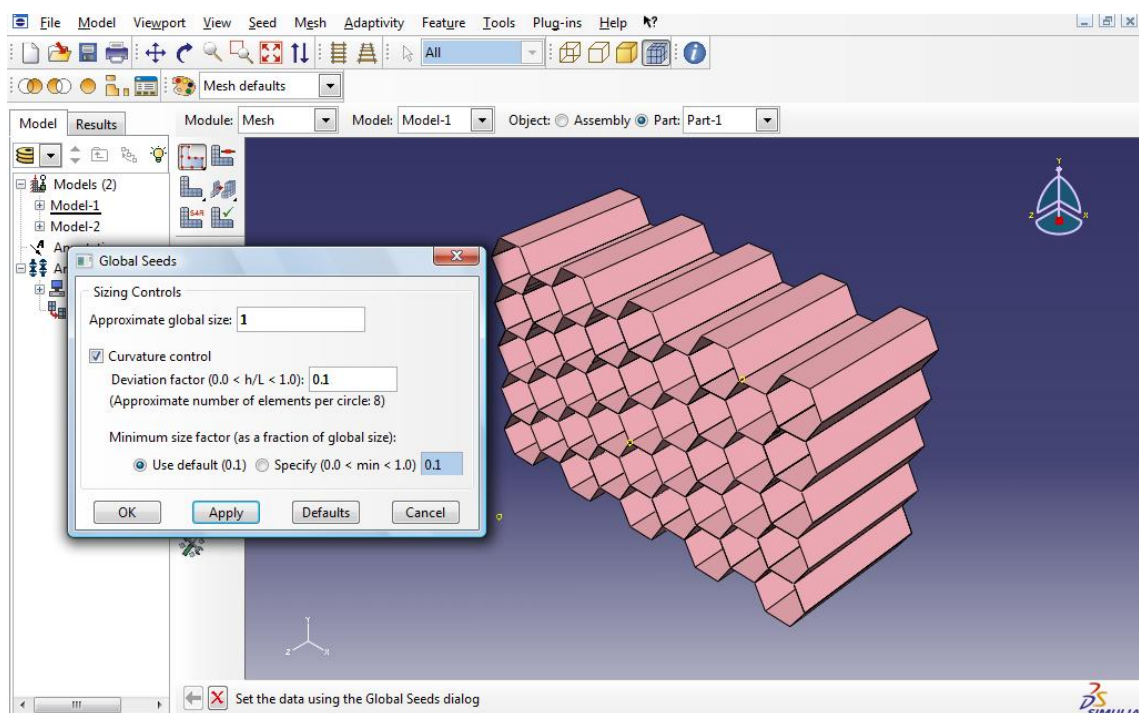


Figura. 4.20. Comando “Seed Part Instance”.

El segundo paso es asignar el tipo de elemento de malla, que para este proyecto se elegirán elementos de forma cuadrada. Esta acción se lleva a cabo mediante el comando “Assing Element Type”. En este botón, se ha elegido la opción de “Quad-Dominated”, para elegir los elementos cuadrados. Se puede observar en la Figura. 4.21, que se ha activado la opción “Structured” con ello se consigue que la malla se distribuya de forma estructurada y no de forma libre como ocurriría en el caso de elegir la opción “Free”.

Por último se debe verificar la malla para completar la tarea, de modo que se apliquen todos los parámetros introducidos a la estructura. Para ello se debe hacer uso del comando “Mesh Part Instance”, el cual da opción, además de seleccionar las distintas partes, que una vez definidos los pasos anteriormente planteados (tamaño y tipo de elemento), van a ser objeto del mallado.

El resultado de todo el conjunto de comandos que han sido aplicados y definidos se muestra en la Figura. 4.22, donde se puede observar el núcleo completamente mallado.

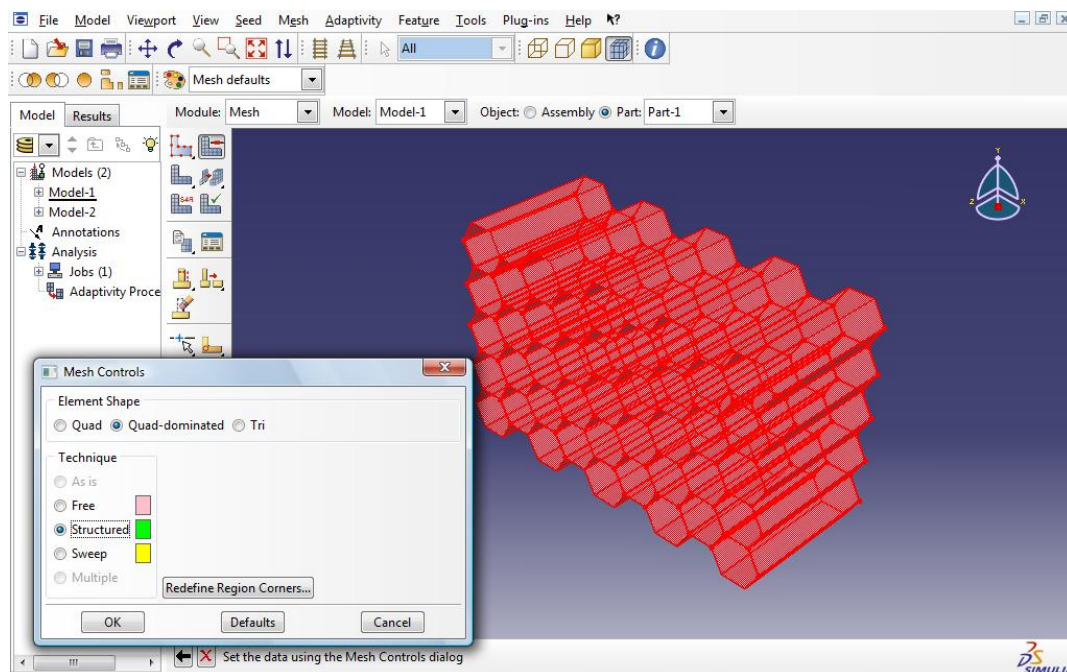


Figura. 4.21. Comando “Assing Element Type”.

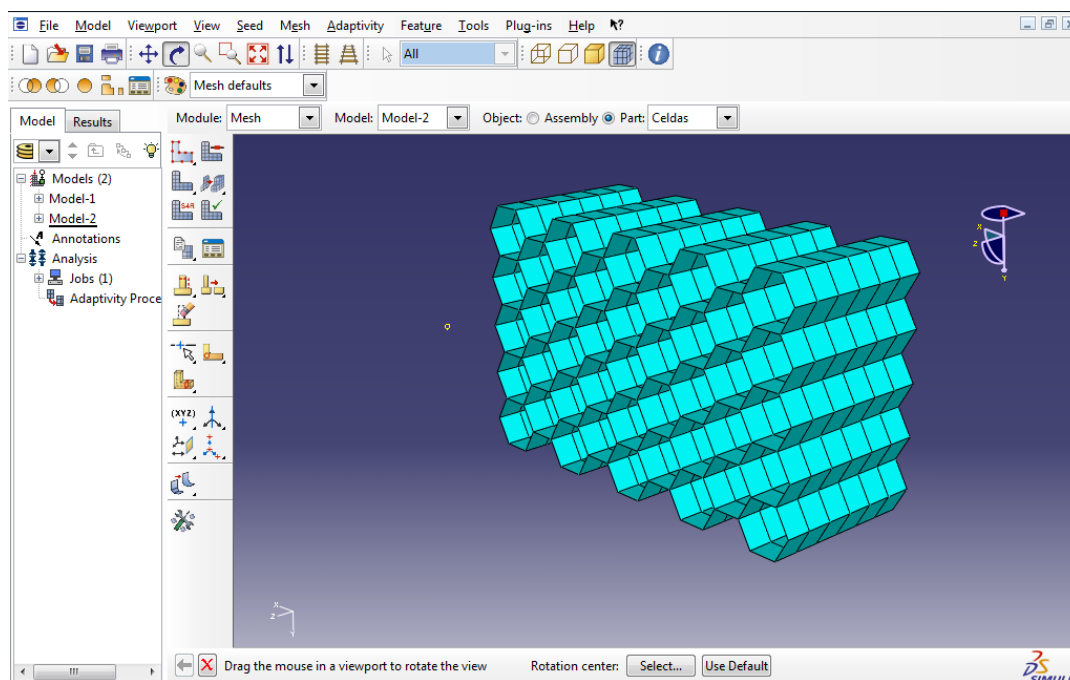


Figura. 4.22. Mallado final del modelo.

Antes de pasar al cálculo del modelo planteado se debe reflexionar sobre el mismo. En la realidad los núcleos de nido de abeja, debido a su proceso de fabricación pueden plantear pequeños fallos o desviaciones en su geometría, es decir no se trata de una estructura

perfecta. Sin embargo ABAQUS lo considera de esta forma. Para solucionar este pequeño problema, lo que se ha hecho ha sido desplazar uno de los nodos que componen este modelo, una pequeña cantidad como se muestra en la siguiente figura.

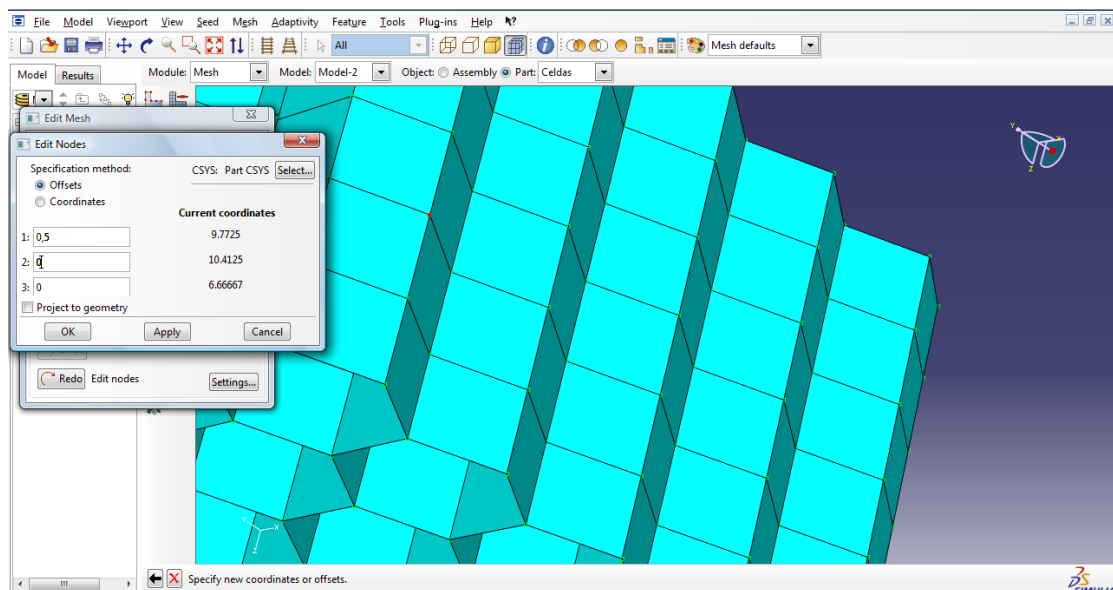


Figura. 4.23. Selección del desplazamiento del nodo.

Todo lo mencionado, se realiza en el menú “Mesh”, y posteriormente se selecciona la opción “Edit”, donde aparece el cuadro que se ha podido ver en la figura anterior, y aquí es donde se debe elegir el nodo, y en la dirección correcta, el desplazamiento que se le desee aplicar, en este caso 0,5 mm.

Tras realizar los pasos mencionados con anterioridad el resultado se muestra en la Figura. 4.24, donde se ve el nodo ya desplazado.

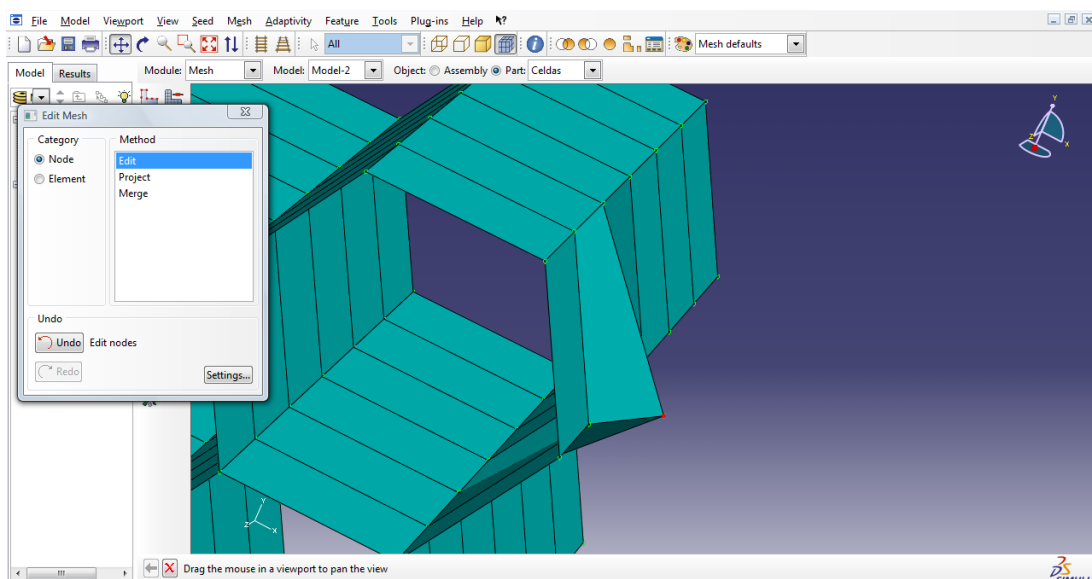


Figura. 4.24. Resultado final al desplazar un nodo.

4.9. Job o espacio de trabajo.

Una vez llegados a este punto se tiene definidas completamente todas las características del modelo, además de todas las diferentes opciones solicitadas por ABAQUS para completar el cálculo. Por tanto solo faltaría ordenar al software que comience su simulación y aporte los resultados deseados.

Para completar la tarea, se debe crear un espacio de trabajo donde agrupar los resultados que vayan siendo obtenidos durante el proceso de cálculo. Es decir, este espacio de trabajo recogerá los distintos archivos de datos que posteriormente serán minuciosamente analizados.

Todo lo mencionado puede llevarse a cabo en el módulo "Job" de ABAQUS (Figura. 4.25).

Para la creación del espacio de trabajo se debe hacer uso del comando "Create a Job", en él además existen varias opciones, sin importancia en este estudio, ya que se dejarán las que el software plantee por defecto (Figura. 4.26).

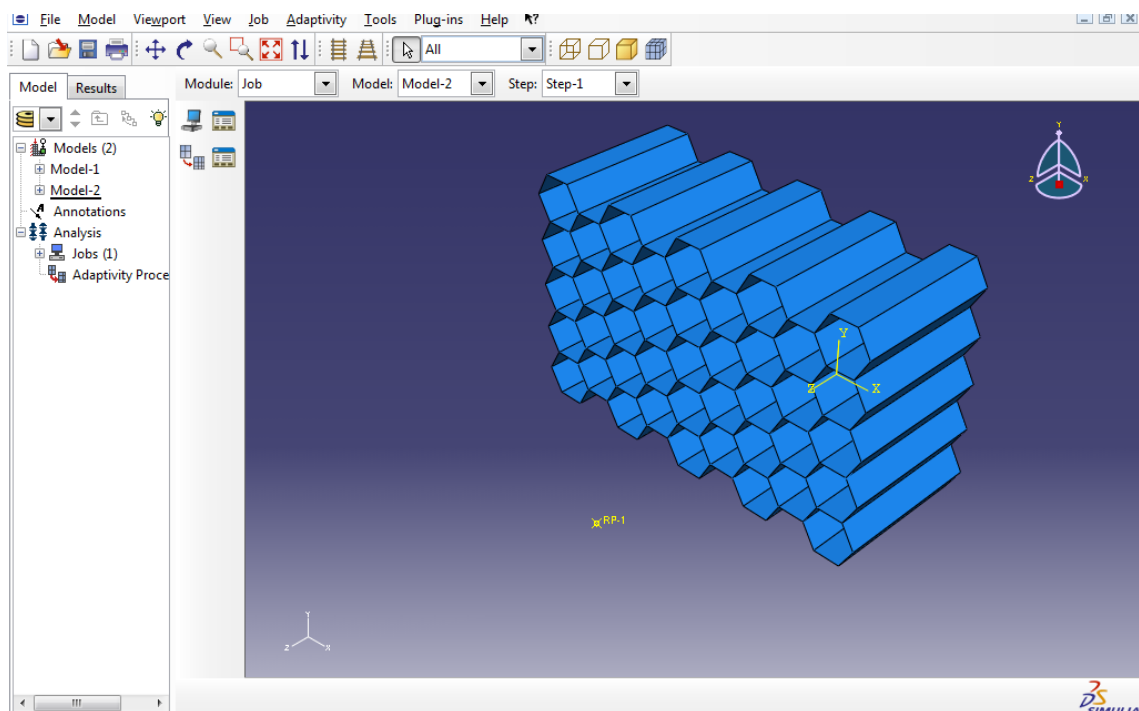


Figura. 4.25. Módulo "Job" en ABAQUS.

En la siguiente figura también se pueden ver otras opciones interesantes para el análisis del modelo y son las que aparecen tras la opción "Job Manager". En este cuadro se muestran los distintos entornos de trabajo creados para que, posteriormente ABAQUS los analice o es su defecto, los que ya han sido analizados o están en proceso de cálculo. Se ve que se encuentran distintos botones a la derecha del mencionado cuadro. El primero de ellos es "Write Input", el cual crea el archivo inp; después aparece "Data Check"; este comando realiza un análisis del problema planteado; "Submit", al cual al ser activado "lanza" el caso para que sea calculado por el software; el boton "Monitor" da información en tiempo real del proceso de análisis del

caso mostrando datos como los pasos seguidos por ABAQUS, las posibles advertencias, los tiempos y los errores que pudieran surgir. Por último se observa que hay un botón llamado “Result”, el cual permite acceder a los resultados, no solo al completar la simulación, sino que también se pueden ver mientras esta se está realizando; es posible por tanto obtener resultados en tiempo real.

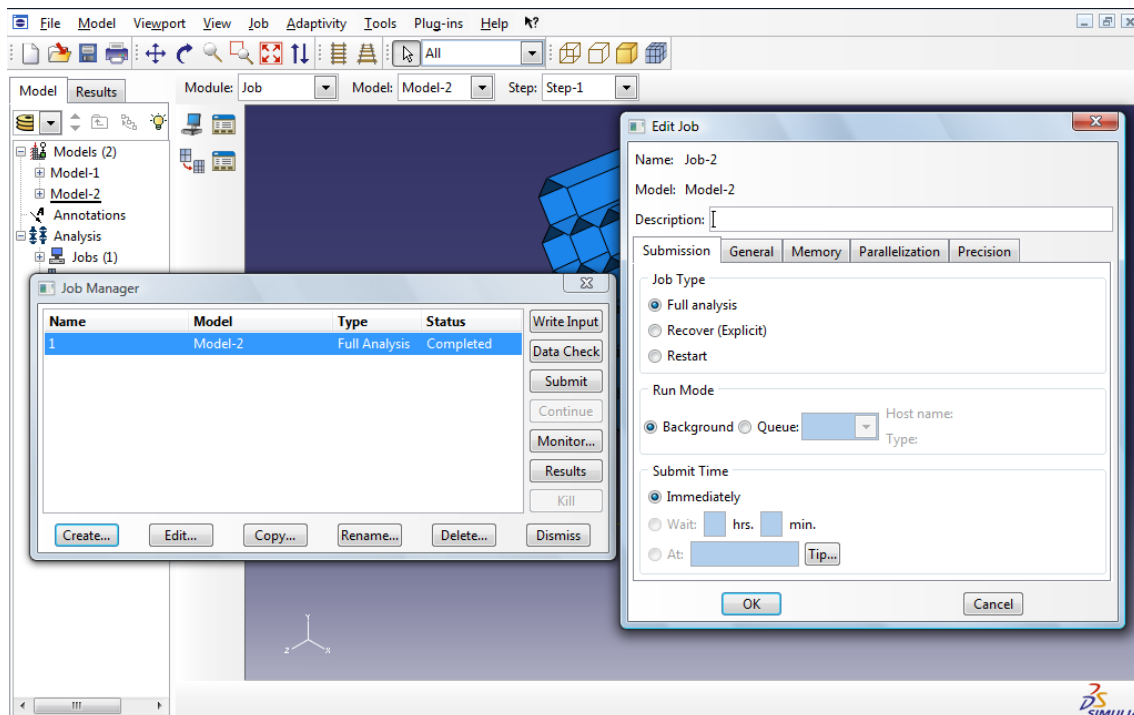


Figura. 4.26. “Edit Job” y “Job Manager”.

4. 10. Visualización de los resultados.

Una vez finalizado el proceso de cálculo solo sería necesario visualizar los resultados y esta acción puede realizarse en este último módulo, donde se analizan todos los tipos de resultados aportados por ABAQUS durante o al finalizar su proceso de simulación. Como se ha mencionado en la sección anterior, el acceso puede darse desde el anterior módulo mediante la opción “Result” que aparece en el cuadro “Job Manager”.

Este módulo solo se activa cuando se ha creado el archivo de resultados necesario. Las opciones que se encuentran en el son múltiples y entre ellas podemos destacar: la creación de graficas, videos, seguimiento de cada paso de la simulación, malla deformada, mapa de tensiones, fuerzas, deformaciones, etc. En la Figura. 4.27, se observan los distintos botones que existen en este módulo.

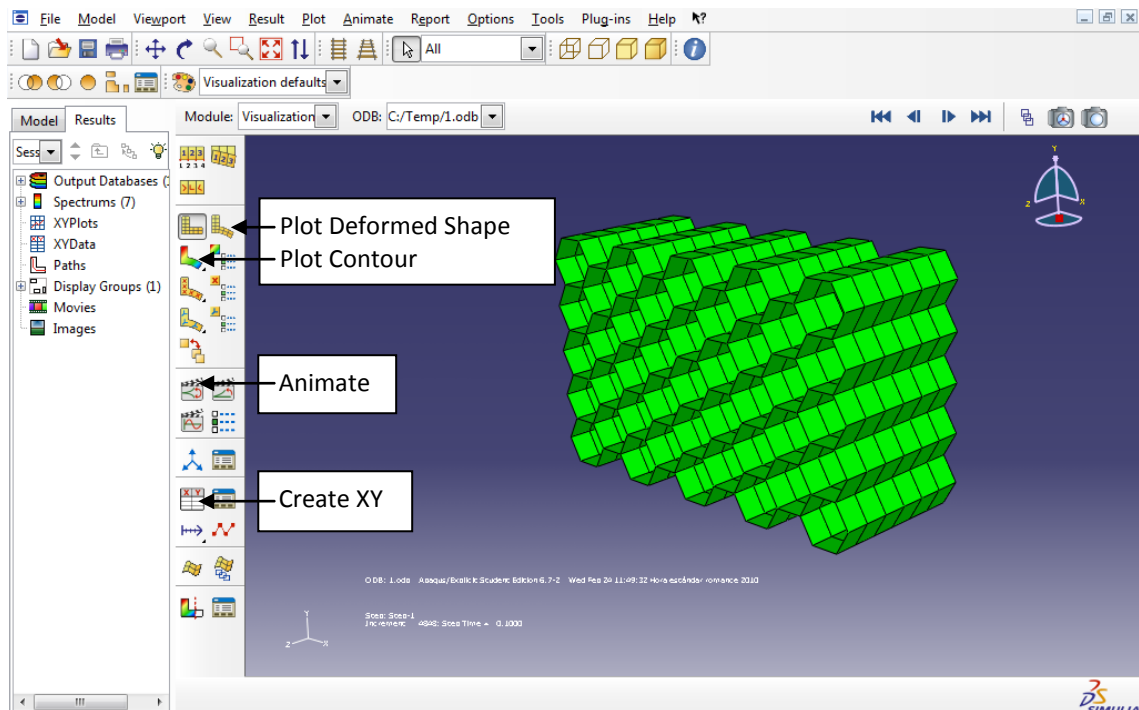


Figura. 4.27. Principales botones del Módulo “Visualization” en ABAQUS.

Una vez definidos todos estos módulos queda completo el modelo numérico del núcleo de nido de abeja. Este será utilizado para el análisis de los casos que se plantearán posteriormente en el proyecto, sin embargo los pasos que se seguirán en cada uno de ellos serán básicamente los explicados y descritos en este capítulo. Las posibles modificaciones que difieran en cada uno de los casos serán correcta y minuciosamente planteados en su momento.

Capítulo. 5. Estudio Analítico y Numérico.

5.1. Introducción.

Durante este capítulo se analizarán minuciosamente estructuras de nido de abeja de dos materiales, aluminio y Nomex®. Del primero de los materiales se plantearán dos casos por uno del segundo, debido a la dificultad para obtener información de este tipo. Los datos del Nomex® se han obtenido de un experimento aportado por el tutor de este proyecto, mientras que los datos tanto geométricos, como experimentales de los casos de núcleo de aluminio han sido obtenidos de la bibliografía descrita al final de este documento.

Los distintos casos serán primeramente presentados y posteriormente analizados mediante los modelos analíticos planteados en el Capítulo. 3, para finalmente ser simulados empleando el modelo numérico descrito en el Capítulo. 4. Se espera, por tanto, una similitud entre los modelos planteados para los distintos casos estudiados.

5.2. Casos de estudio.

5.2.1. Aluminio 5052.

El primer caso que se analizará será el del núcleo de abeja de aluminio aleación 5052 (Figura. 5.1). Los datos de esta estructura se han obtenido del artículo “*Numerical modelling of honeycomb core crush behaviour*” de Levent Aktay, Alastair F. Johnson, Bernd-H. Kröplin.

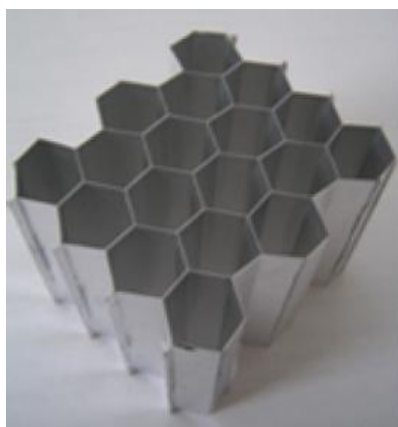


Figura. 5.1. Núcleo de abeja de aluminio.

En la siguiente tabla se pueden ver algunos de los distintos parámetros importantes que serán necesarios para el análisis de este caso tanto para el modelo numérico como analítico.

ALEACIÓN 5052 (1)	
Densidad aparente	27 kg/m ³
Tamaño de Celda	13.5 mm
Espesor de Pared (h)	0.07 mm
Ancho	80 mm
Largo	110 mm
Espesor del Núcleo (H)	50 mm
Numero de Celdas	44 celdas
Nº de Paredes Simples	120 paredes
Nº de Paredes Dobles	60 paredes
Longitud de pared (D)	7,794 mm
Rigidez del material (E)	70 GPa
Limite de Fluencia (σ_0)	135 Mpa

Tabla. 5.1. Datos del núcleo de aluminio 5052.

Todos los datos se han obtenido directamente del mencionado artículo salvo la longitud de la pared de cada celdilla que se ha obtenido a partir de la geometría de la celdilla. Para este paso hay que fijarse primeramente en la siguiente figura:

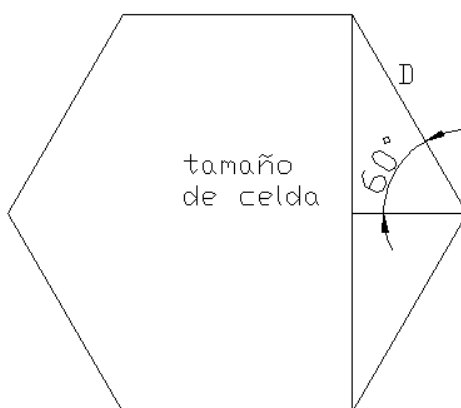


Figura. 5. 2. Geometría de la unidad celular del núcleo de nido de abeja.

Fijándose, por tanto en la figura anterior es fácil deducir la siguiente expresión:

$$\cos 60 = \frac{\text{tamaño de celda}/2}{l} \quad (5.1)$$

Despejando (l) de la anterior expresión resulta:

$$l = \frac{\text{tamaño de celda}/2}{\cos 60} \quad (5.2)$$

Tomando los datos de la Figura. 5.2, se obtiene finalmente el valor de la longitud del lado de la celdilla.

$$l = \frac{\text{tamaño de celda}/2}{\cos 60} = \frac{13.5/2}{\sqrt{3}/2} = \frac{13.5}{\sqrt{3}} = 7.794 \text{ mm} \quad (5.3)$$

5.2.1.1. Modelo Analítico de Wierzbicki.

En el Capítulo 3.1, se analizó el modelo propuesto por Tomasz Wierzbicki, llegándose a una expresión (Ec. 3.32), que permite calcular la fuerza media que soporta una estructura de panel de nido de abeja. Como ya se explicó anteriormente el núcleo soporta una carga máxima (P_{\max}) y es entonces cuando colapsa, a partir de ese momento la estructura mantiene su resistencia casi de forma constante mientras es aplastada, ocurriendo en este momento el mencionado fenómeno del micropandeo. Todo lo explicado, se ve perfectamente en la siguiente figura.

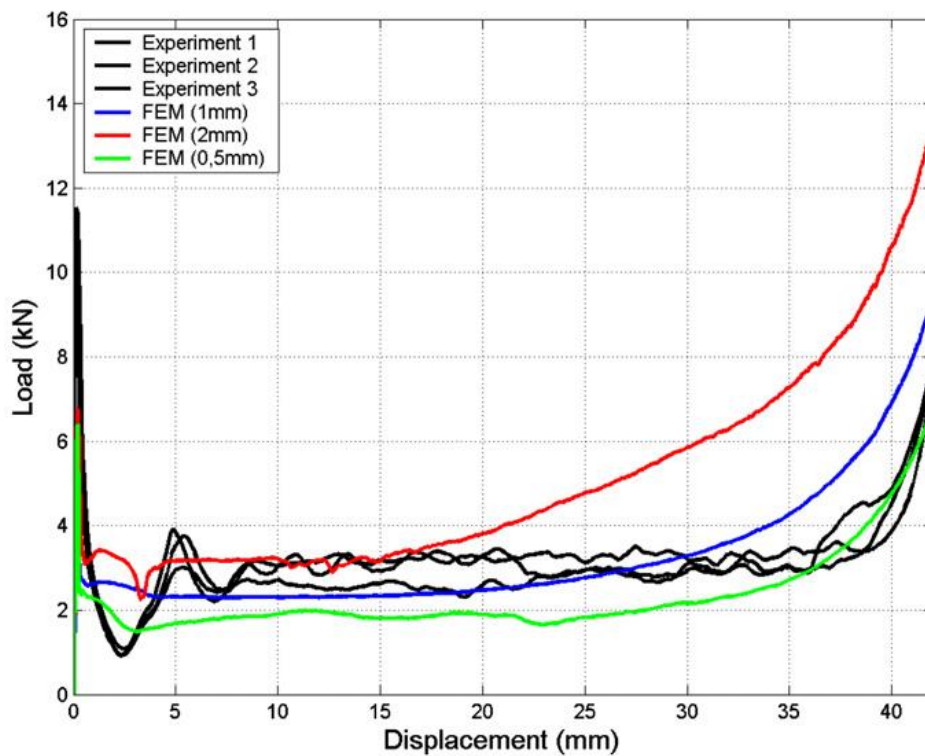


Figura. 5.3. Curva Tensión deformación de un núcleo de nido de abeja.

Ahora, por tanto, se utilizará la expresión (3. 32) para calcular la carga media que soporta la estructura hexagonal de panel de abeja de aluminio de aleación 5052. Sustituyendo los valores planteados en la Figura. 5. 2, resulta:

$$P_m = 8.61 \cdot \sigma_0 \cdot h^{5/3} \cdot D^{1/3} = 8.61 \cdot 135 \cdot 10^6 \cdot (0,07 \cdot 10^{-3})^{5/3} \cdot (7,794 \cdot 10^3)^{1/3} \quad (5.4)$$

Calculando:

$$P_m = 27,4 \text{ N} \quad (5.5)$$

Como se mencionó en apartados anteriores, este resultado debe ser multiplicado por el número de nodos, 130 en este caso, con objeto de obtener la resistencia total del núcleo de nido de abeja.

$$P_{m \text{ total}} = 27,4 \cdot 130 = 3562 \text{ N} \quad (5.6)$$

Ya se tiene por tanto el primer valor de la fuerza media que resiste el panel de abeja para el primer caso del aluminio 5052. Posteriormente se analizará este resultado con más detenimiento.

Posteriormente se va a proceder a calcular la resistencia de esta estructura celular por unidad de superficie.

$$\bar{\sigma}_m = 16,56 \cdot \sigma_0 \cdot \left(\frac{h}{S}\right)^{5/3} = 16,56 \cdot 135 \cdot \left(\frac{0,07}{13,5}\right)^{5/3} = 0,3472 \text{ N/mm}^2 \quad (5.7)$$

Este valor será analizado con más detenimiento en capítulos posteriores y será además comparado con otros resultados obtenidos experimentalmente en distintos ensayos de compresión.

5.2.1.2. Modelo Analítico de Pandeo.

En el Capítulo. 3.2 se obtuvo una ecuación que permitía calcular la fuerza máxima que resistía una unidad celular del núcleo de nido de abeja (Ec. 3. 49).

$$\begin{aligned} P_{max} &= \left(\frac{\pi}{H}\right)^2 \cdot E \cdot \frac{1}{16} \cdot D^3 \cdot h \\ &= \left(\frac{\pi}{0,050}\right)^2 \cdot 70 \cdot 10^9 \cdot \frac{1}{16} \cdot (7,794 \cdot 10^{-3})^3 \cdot 0,07 \cdot 10^{-3} \end{aligned} \quad (5.8)$$

$$P_{max} = 572,46 \text{ N}$$

$$P_{max \text{ total}} = 572,46 \cdot 130 = 74.420 \text{ N} \quad (5.9)$$

Una vez obtenida la carga máxima se debe proceder al cálculo de la resistencia máxima por unidad de superficie, mediante la ecuación (3.54).

$$\sigma_{max} = \frac{4 \cdot P_{max}}{3 \cdot \sqrt{3} \cdot D^2} = \frac{4 \cdot 572,46}{3 \cdot \sqrt{3} \cdot 7,794^2} = 7,254 \text{ N/mm}^2 \quad (5.11)$$

Ya se ha calculado, por tanto la carga máxima que puede soportar el núcleo de nido de abeja de aluminio 5052 antes de colapsar, según el modelo analítico de pandeo, así como la resistencia del mismo por unidad de superficie.

5.2.1.3. Modelo Numérico.

En el Capítulo. 4, ya se describió el modelo numérico que se emplearía para todos los casos estudiado. Aun así, lógicamente para cada uno de ellos existen ciertas diferencias que serán comentadas a continuación.

A la hora de representar en ABAQUS se ha seguido el mismo procedimiento nombrado; es decir, a la hora de definir las características geométricas del modelo, se ha elegido el tipo Shell en tres dimensiones y la opción de extrusión. A continuación se han dibujado en el plano las diferentes celdillas. Para este caso el lado de cada celda tendrá un valor de 7,794mm. A la hora de extruir el dibujo se ha hecho a la altura del núcleo expuesta en la Tabla. 5.1 (50mm).

En cuanto a la definición de las propiedades del material, se ha elegido como nombre del mismo "Aluminio 1". Como se ha mencionado anteriormente, se establecerá el valor de la densidad del núcleo y, dentro de las propiedades elásticas, se indicarán los valores del módulo de elasticidad y del coeficiente de Poisson.

El tiempo de simulación elegido para este caso ha sido 0,3 segundos. El resto de opciones seleccionadas, coinciden con las que se dijeron en el Capítulo. 4, por tanto no se va a entrar en detalle.

Se han elegido, además, las opciones de ensayo normal y "Hard Contact" en el botón "Create Interaction Property".

Se ha definido, también la relación citada en el Capítulo. 4 entre la parte superior del núcleo y el punto de referencia, todo ello en el botón "Create Constraint".

Posteriormente, y en el apartado de cargas, se han seguido los pasos comentados anteriormente, es decir se ha empotrado la parte inferior del núcleo y a la parte superior se le han restringido los desplazamientos en las direcciones “x” e “y”.

La tercera condición, es la que difiere ligeramente del guion, se recuerda que se aplicó un desplazamiento a la parte superior del núcleo, para conseguir la deformación de la estructura. En este caso al valor elegido ha sido de 33 mm.

En la Figura. 5.6, se ve también las demás condiciones de contorno mencionadas anteriormente (empotramiento y restricciones laterales de la parte superior).

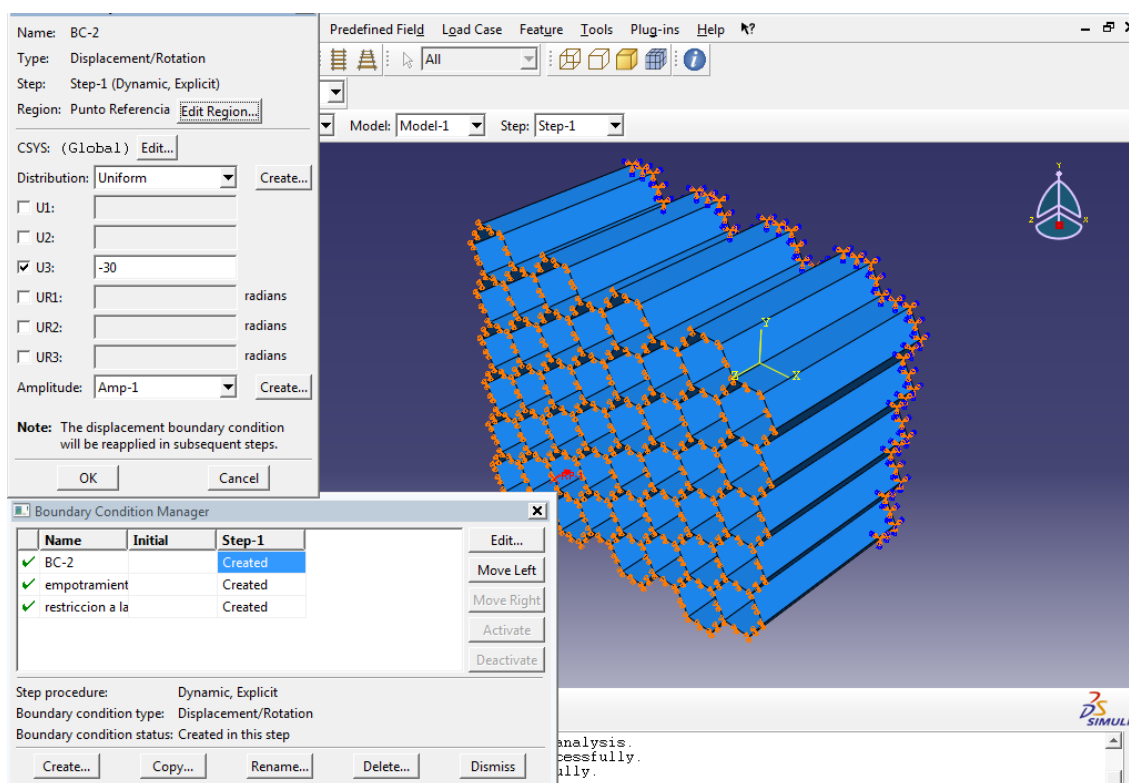


Figura. 5.6. Condiciones de Contorno.

En cuanto al mallado del modelo, cabe decir que se ha ajustado lo máximo posible, es decir se han intentado obtener el mayor número de nodos, dentro de los límites adecuados para su posterior cálculo.

Los elementos seleccionados en la opción “Assign element Type” son de tipo cuadrados. Una vez terminado este paso ya se puede finalizar el mallado del núcleo (Figura. 5.7).

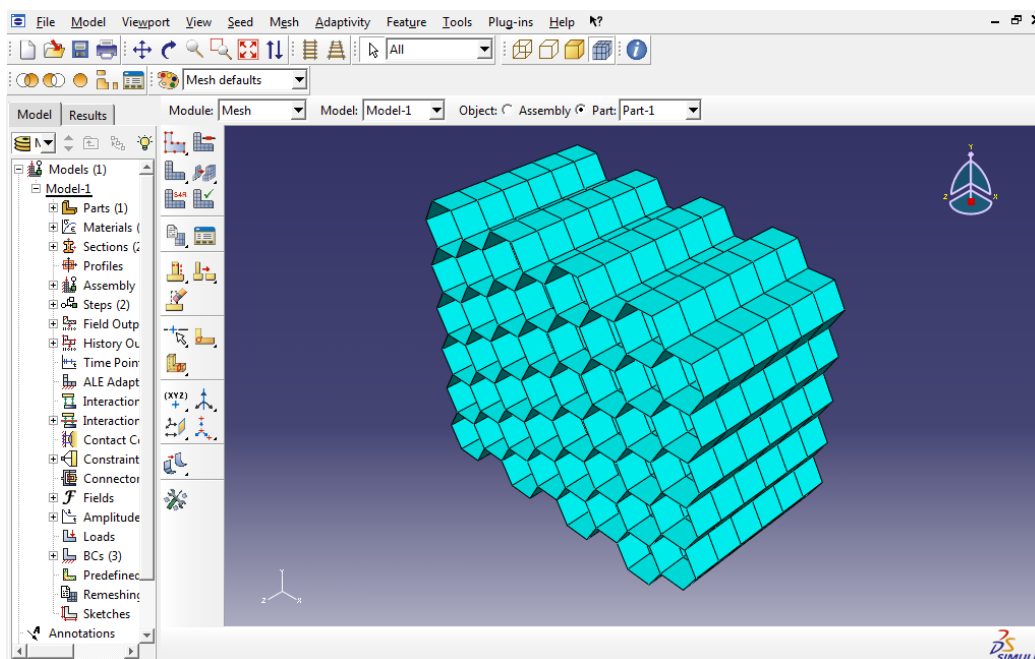


Figura. 5.7. Mallado final del modelo.

Tal y como se dijo en el Capítulo. 4, donde se planteó el modelo numérico, se debe desplazar un nodo un cierto valor para conseguir un comportamiento más real de la estructura durante su aplastamiento (Figura. 5.8).

Se recuerda que debe realizarse en la opción “Edit” del menú “Mesh”, y para este caso el desplazamiento elegido ha sido 0,5 mm.

Después de que el software termine sus cálculos se llega al módulo “Visualization”, donde se ven los resultados obtenidos.

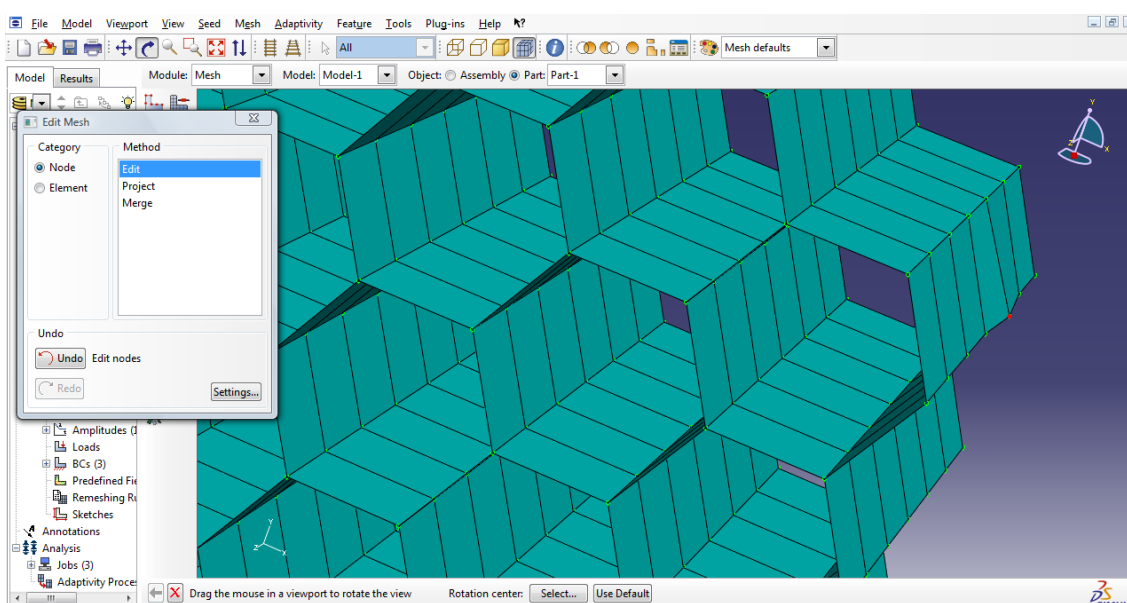


Figura. 5.8. Desplazamiento de un nodo.

En la figura siguiente, se puede ver el núcleo de nido de abeja de aluminio 5052 antes de sufrir esfuerzo alguno. Como es de esperar aparece todo en azul, lo que indica que ninguna parte del mismo soporta carga y por tanto no sufre tensiones.



En la siguiente figura, se observa un proceso intermedio de la operación de aplastamiento, y ya se puede ver que todo el núcleo está sometido a tensión, teniendo lógicamente zonas que soportan mayores esfuerzos, aunque predomine el reparto homogéneo de los mismos.

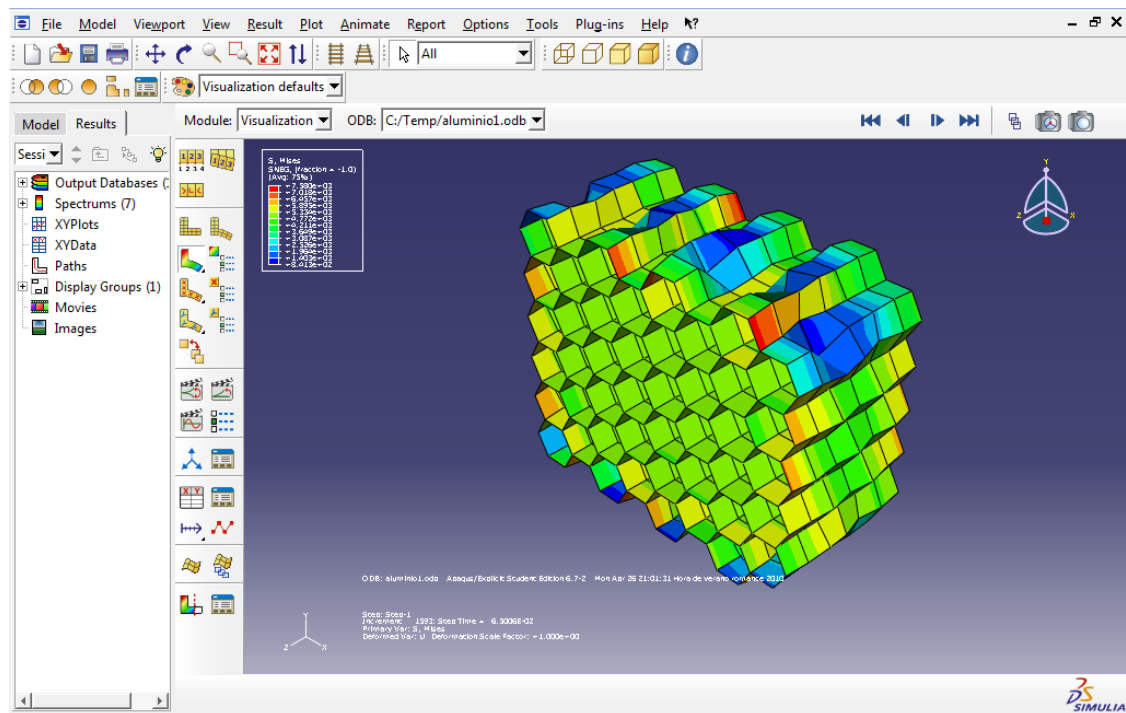


Figura. 5.10. Núcleo en el proceso de aplastamiento para un tiempo intermedio.

Aquí también se ve la importancia de restringir el desplazamiento en el plano “xy” de la parte superior del núcleo, de esta forma el modelo se ajusta aún más al proceso de aplastamiento real.

Finalmente en la Figura. 5.11, se puede observar como terminaría el núcleo después del tiempo y el desplazamiento establecidos.

Una vez finalizada esta visualización se presentarán los datos numéricos obtenidos del modelo en ABAQUS.

En la Figura. 5.12, se puede visualizar la máxima fuerza soportada por el núcleo de abeja de aluminio 5052 antes del colapso, según los resultados aportados por el software.

Como se dijo en capítulos anteriores, la fuerza alcanza un pico máximo justo antes de colapsar. Después, mientras la estructura se va paulatinamente deformando, la fuerza que soporta se estaciona y su valor permanece casi constante, hasta llegar al final del aplastamiento, donde lógicamente la resistencia incrementará.

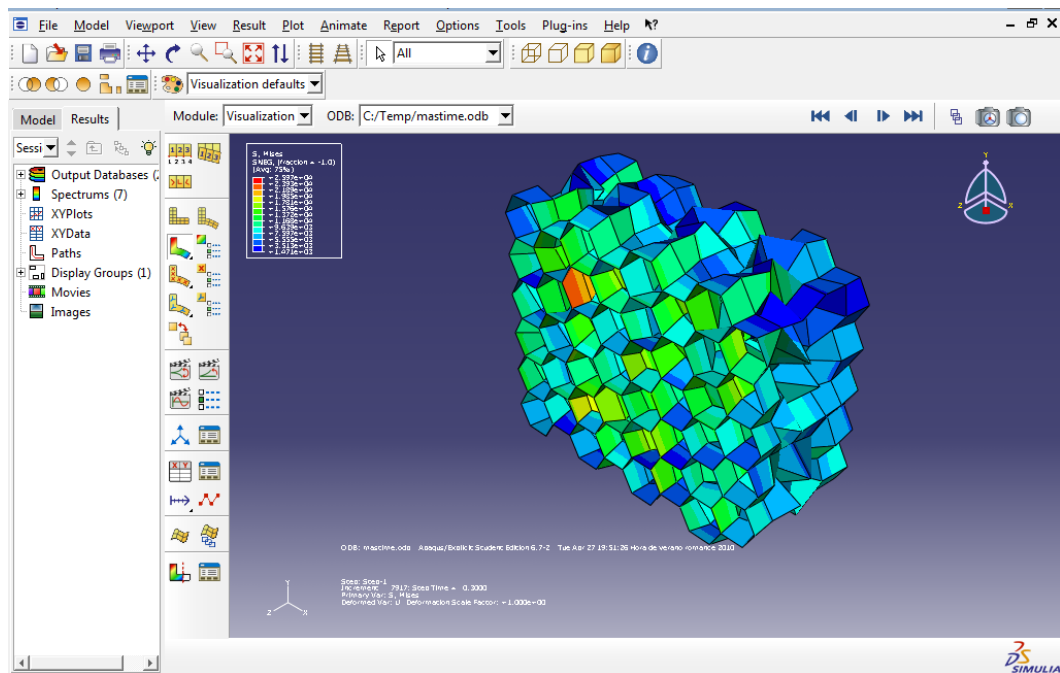


Figura. 5.11. Núcleo en el final del proceso de aplastamiento.

Según se puede ver en la Figura. 5.12, la carga máxima que soporta este modelo es de 700000 N, alejándose de la carga media tras el colapso que es de unos 5800 N. Se observa, en un primer momento que los resultados obtenidos mediante la simulación son bastante dispares a los obtenidos mediante las ecuaciones analíticas planteadas.

Aluminio 5052

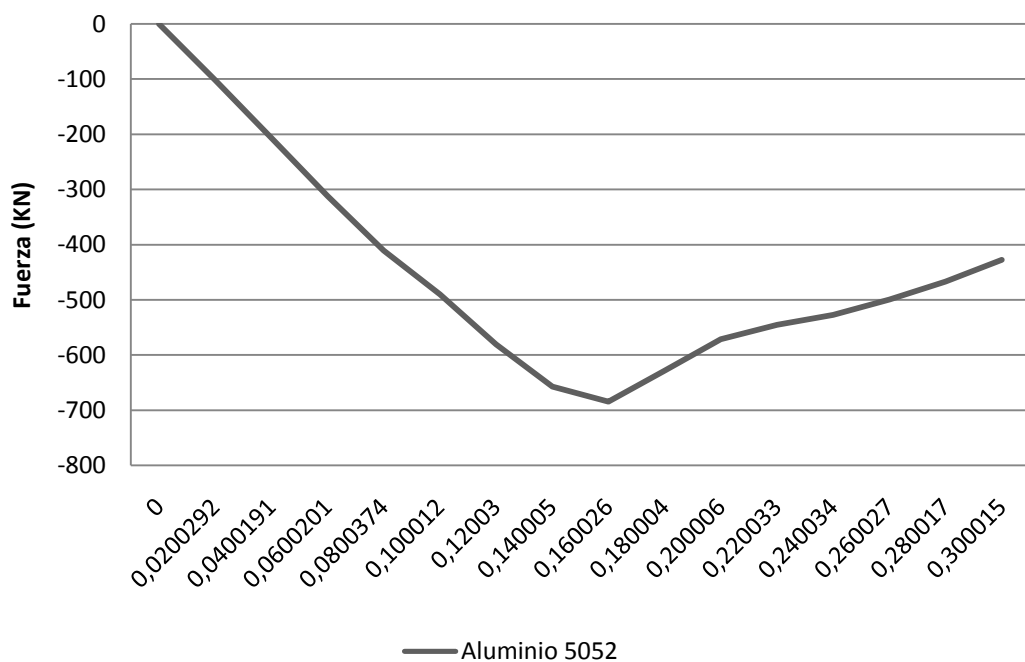


Figura. 5.13. Curva Fuerza-desplazamiento para el aluminio 5054.

5.2.1.4. Resumen de resultados.

En la siguiente tabla, se puede ver a modo de resumen, los distintos resultados obtenidos en los aportados anteriores. Se observa a simple vista, que los valores para los distintos modelos se alejan bastante.

	FUERZA MÁXIMA (Pmax)	FUERZA MEDIA (Pm)	RESIST. MAX. (σ_m)	RES. MEDIA (σ_m)
MODELO DE WIERZBICKI	-	3562 N	-	0,3472 N/mm ²
MODELO DE PANDEO	74420 N	-	7,254 N/mm ²	
MODELO NUMÉRICO	700000 N	320000 N	-	-

Tabla. 5.2. Resumen de los resultados obtenidos para el aluminio 5052.

5.2.2. Aluminio 5054.

El segundo caso analizado, es el núcleo de nido de abeja de aluminio aleación 5054. Los datos tanto geométricos como las propiedades mecánicas, han sido obtenidos del artículo: “Experimental analysis and modeling of the crushing of honeycomb cores” de Y. Aminanda, B. Castanié, J.-J. Barrau and P. Thevenet^[21].

En la siguiente tabla, se pueden ver algunos de los distintos parámetros importantes que serán necesarios para el análisis de este caso, tanto para el modelo numérico, como analítico.

ALEACIÓN 5054	
Densidad aparente	26 kg/m ³
Tamaño de Celda	6 mm
Espesor de Pared (h)	0.12 mm
Espesor del Núcleo (H)	15 mm
Numero de Celdas	30 celdas
Nº de Paredes Simples	72 paredes
Nº de Paredes Dobles	36 paredes
Longitud de pared (D)	3,461 mm
Rigidez del material (E)	70 GPa
Limite de Fluencia (σ_0)	135 Mpa

Tabla. 5.3. Datos del núcleo de aluminio 5054.

Al igual, que para el caso anterior, la longitud de la pared de celda no es un dato obtenido directamente del artículo, por tanto debe ser calculado, como sigue:

$$\cos 60 = \frac{\text{tamaño de celda}/2}{l} \quad (5.9)$$

Despejando (l) de la anterior expresión resulta:

$$l = \frac{\text{tamaño de celda}/2}{\cos 60} \quad (5.10)$$

Tomando los datos de la Figura. 5.2, se obtiene finalmente el valor de la longitud del lado de la celdilla.

$$l = \frac{\text{tamaño de celda}/2}{\cos 60} = \frac{6/2}{\sqrt{3}/2} = \frac{6}{\sqrt{3}} = 3,461 \text{ mm} \quad (5.11)$$

5.2.2.1. Modelo Analítico de Wierzbicki.

De nuevo en este caso se aplica la ecuación (3. 32), obtenida en el Capítulo 3. 1. Con ella se calcula la fuerza media (P_m) que soporta un núcleo de nido de abeja tras el colapso de la estructura.

Ahora, simplemente se sustituirán los datos expuestos en la Figura. 5.20, en la mencionada ecuación, tal y como se hizo en el caso anterior.

$$P_m = 8.61 \cdot \sigma_0 \cdot h^{5/3} \cdot D^{1/3} \quad (5.12)$$
$$= 8.61 \cdot 135 \cdot 10^6 \cdot (0,12 \cdot 10^{-3})^{5/3} \cdot (3,461 \cdot 10^3)^{1/3}$$

Calculando resulta:

$$P_m = 51,34 \text{ N} \quad (5.13)$$

Como se mencionó en apartados anteriores este resultado debe ser multiplicado por el número de nodos, 30 en este caso, con objeto de obtener la resistencia total del núcleo de nido de abeja.

$$P_{m \text{ total}} = 51,34 \cdot 30 = 1540,36 \text{ N} \quad (5.14)$$

Se tiene el valor de la fuerza media resistida por la estructura durante el aplastamiento.

Posteriormente, se va a proceder a calcular la resistencia de esta estructura por unidad de superficie.

$$\bar{\sigma}_m = 16,56 \cdot \sigma_0 \cdot \left(\frac{h}{S}\right)^{5/3} = 16,56 \cdot 135 \cdot \left(\frac{0,12}{6}\right)^{5/3} = 3,294 \text{ N/mm}^2 \quad (5.7)$$

Este valor será analizado con más detenimiento en capítulos posteriores y será además comparado con otros resultados obtenidos experimentalmente en distintos ensayos de compresión.

5.2.2.2. Modelo Analítico de Pandeo.

Una vez calculada la fuerza media (P_m) resistida por el núcleo de aluminio, se pasa al cálculo de la fuerza máxima, obtenida en el Capítulo. 3. 2 (Ec. 3. 49).

$$\begin{aligned} P_{max} &= \left(\frac{\pi}{H}\right)^2 \cdot E \cdot \frac{1}{16} \cdot D^3 \cdot h \\ &= \left(\frac{\pi}{0,015}\right)^2 \cdot 70 \cdot 10^9 \cdot \frac{1}{16} \cdot (3,461 \cdot 10^{-3})^3 \cdot 0,12 \cdot 10^{-3} \end{aligned} \quad (5.15)$$

$$P_{max} = 957,3 \text{ N}$$

$$P_{max \text{ total}} = 95,73 \cdot 30 = 28719,1 \text{ N} \quad (5.16)$$

Se ha obtenido finalmente, la fuerza máxima resistida por este segundo caso estudiado. Se puede ver que la fuerza resistida es menor que para el anterior núcleo de aluminio. Esto es debido entre otras cosas, al menor número de celdas y al espesor que también presenta un valor más bajo. El espesor de pared es mayor mientras que el espesor del núcleo es menor.

Una vez obtenida la carga máxima se debe proceder al cálculo de la resistencia máxima por unidad de superficie, mediante la ecuación (3.54).

$$\sigma_{max} = \frac{4 \cdot P_{max}}{3 \cdot \sqrt{3} \cdot D^2} = \frac{4 \cdot 957,3}{3 \cdot \sqrt{3} \cdot 3,464^2} = 61,41 \text{ N/mm}^2 \quad (5.17)$$

Se ha obtenido, por tanto la carga máxima que puede soportar el núcleo de nido de abeja de aluminio 5054, según el modelo analítico de pandeo, así como la resistencia del mismo por unidad de superficie.

5.2.2.3. Modelo Numérico.

Al igual que para el caso anterior, se ha analizado este con el software ABAQUS, aplicando el modelo numérico expuesto en capítulos anteriores. El proceso empleado para este estudio, ha sido muy similar al nombrado anteriormente ya que el material del que está fabricado el núcleo es prácticamente el mismo. De forma lógica, los parámetros geométricos difieren en gran medida.

Lo primero, es la definición de la geometría del material y de nuevo, el núcleo está compuesto por celdas hexagonales, por ello la representación del mismo en el software es bastante similar al anterior, salvo que este caso la longitud de la pared de celda es menor (3,461 mm). De la misma forma que se mencionó, se ha seleccionado el tipo “Shell” o lámina.

Para la extrusión se ha elegido la altura del núcleo de 15 mm, y tras ella este quedaría según lo observado en la Figura. 5.14.

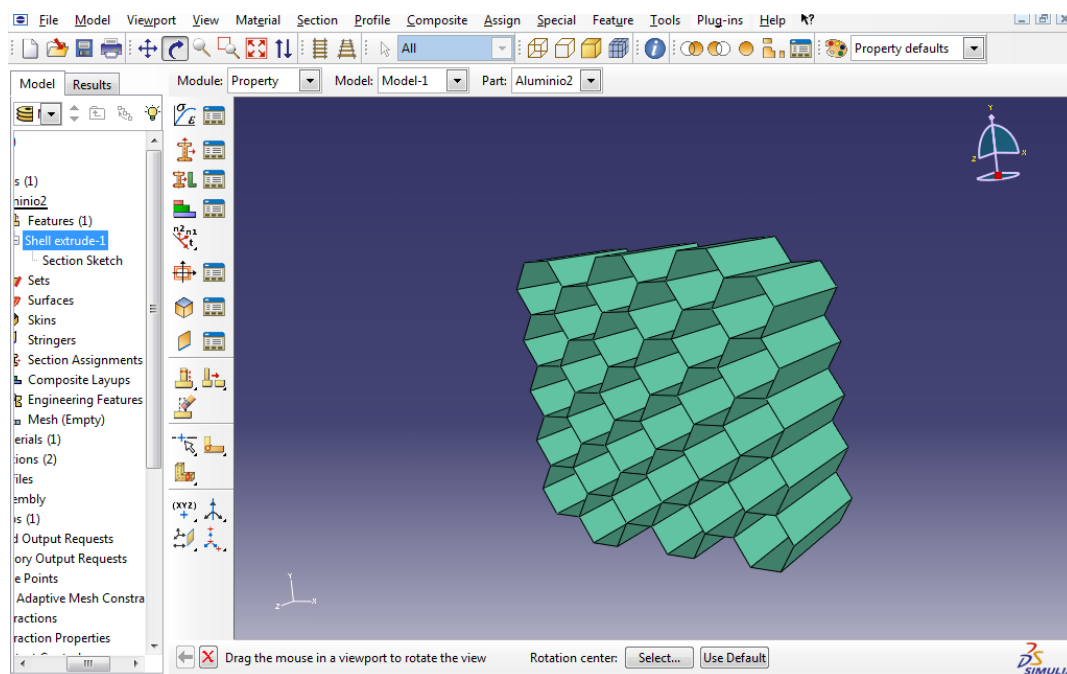


Figura. 5. 14. Núcleo de aluminio tras la extrusión.

Las propiedades del material, introducidas para el cálculo correcto en ABAQUS, son las indicadas en Tabla. 5.3. En este caso se llamará al material “Aluminio 2” y las propiedades mecánicas serán muy similares a las tratadas en el caso anterior.

Siguiendo el guión trazado en anteriores capítulos, se han creado ahora dos secciones, una con espesor simple de pared, que en este caso será 0,12 mm, y otra con espesor doble.

El intervalo de tiempo que el software simulará, para este caso, se será de 0,3 segundos. Posteriormente este valor puede ser modificado, si se observa que es necesario un tiempo mayor.

En cuanto a las propiedades de contacto, al igual que para el caso anterior se ha elegido, ensayo normal ("Normal Behavior") y "Hard Contact".

Las interacciones entre las distintas partes que componen el modelo, son las explicadas en el capítulo. 4.

El valor elegido para indicar el aplastamiento de la estructura es 10 mm, y con él se espera conseguir el total aplastamiento del núcleo. En la Figura. 5.15, se puede ver este procedimiento, el numero negativo indica que el desplazamiento se producirá en la dirección 3 (z) y en sentido contrario a los valores crecientes, es este caso hacia la parte inferior.

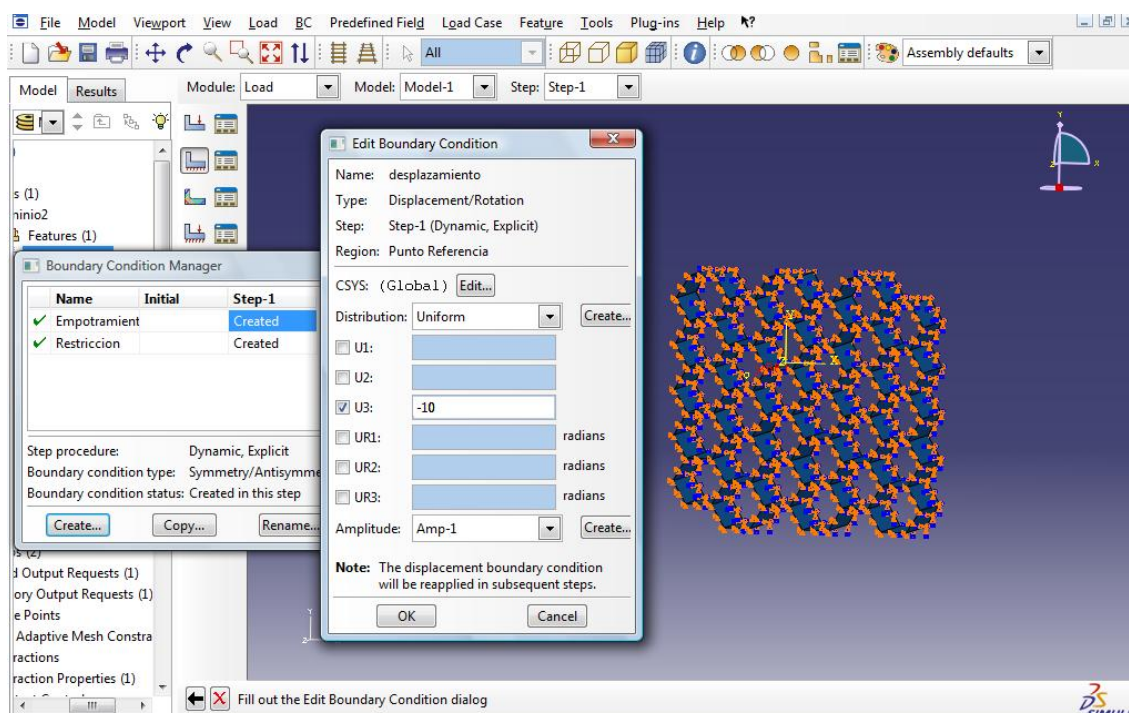


Figura. 5.15. Desplazamiento del punto de referencia.

En cuanto al mallado del núcleo, el procedimiento se explicó de forma muy clara en anteriores ocasiones, es decir se debe obtener un valor que implique la malla más fina posible sin llegar a sobrepasar las restricciones impuestas.

Al igual que se hizo para el caso anterior se debe aplicar un desplazamiento a uno de los nodos, para acercar lo máximo posible el comportamiento del modelo a una situación real. Esta acción queda representada en la siguiente figura.

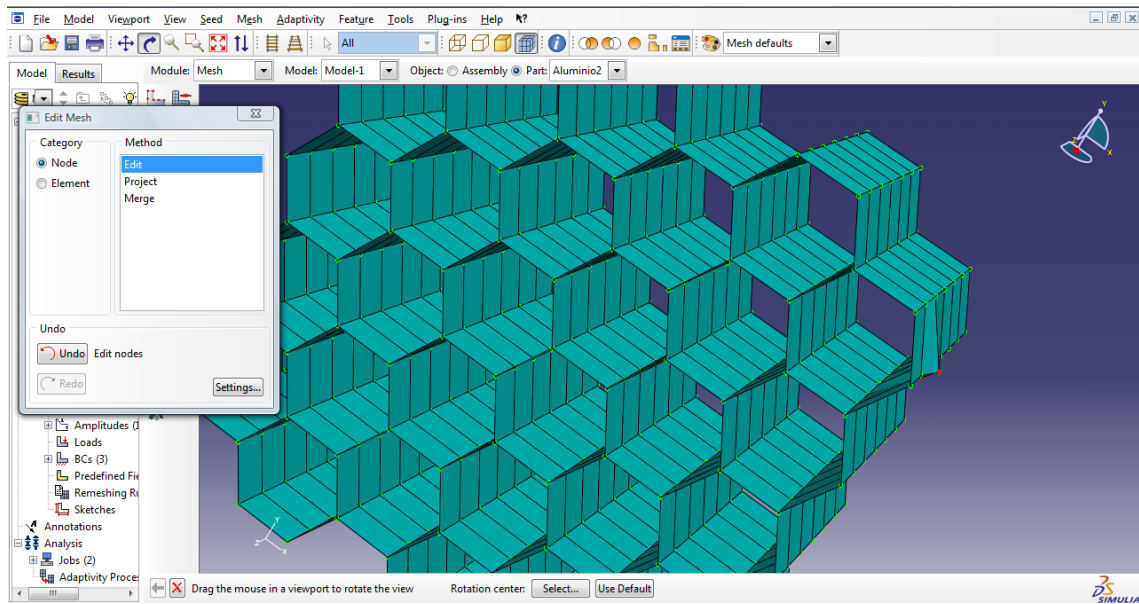


Figura. 5.16. Desplazamiento de uno de los nodos.

Tras el cálculo se han obtenido los siguientes resultados:

Primeramente se puede ver, en la Figura. 5.17, el núcleo al comienzo del análisis, es decir antes de aplicarle ningún tipo de carga o desplazamiento.

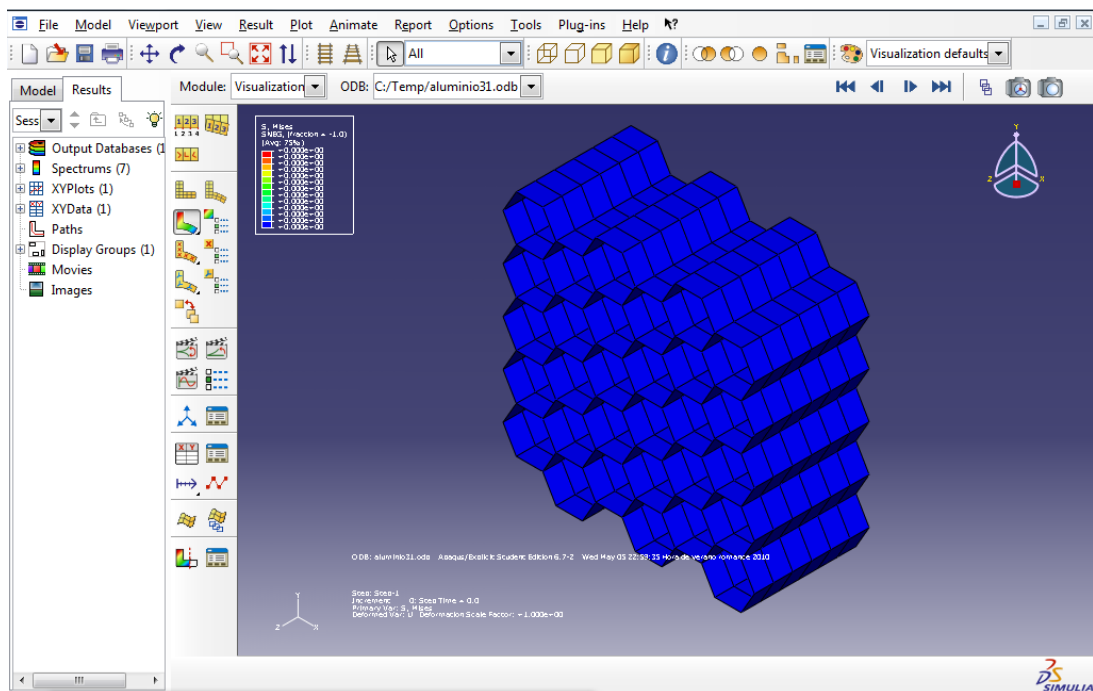


Figura. 5.17. Aplastamiento del núcleo en la fase inicial.

Posteriormente, en la Figura. 5.18, se observa un aplastamiento para un tiempo que supone un periodo intermedio del aplastamiento.

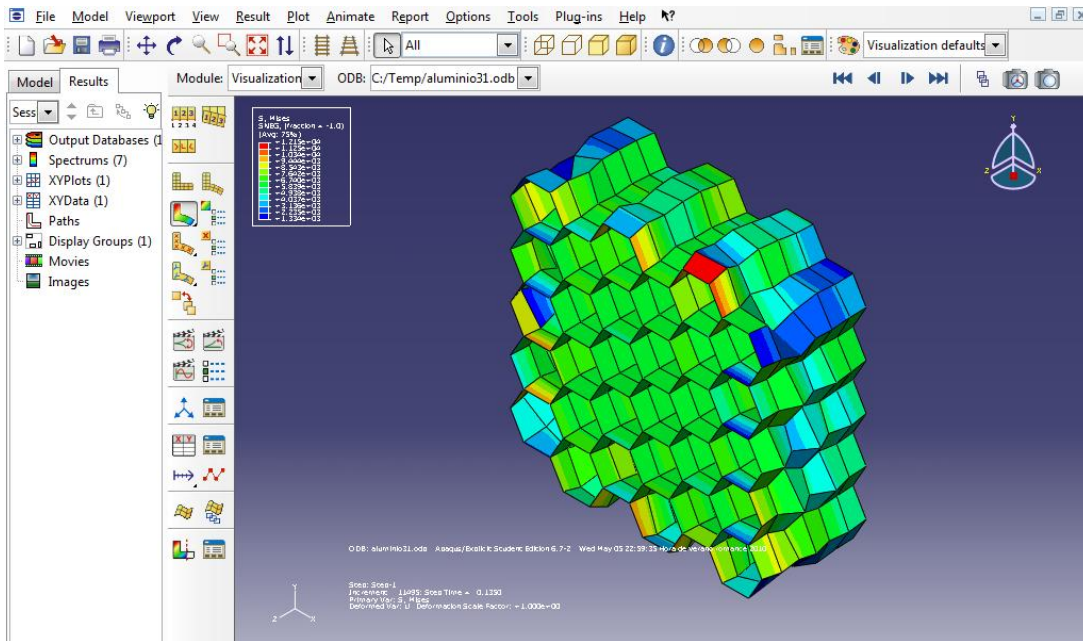


Figura. 5.18. Aplastamiento del núcleo para un instante intermedio del proceso.

Finalmente en la Figura. 5.19, se muestra el núcleo de aluminio totalmente aplastado, justamente al final del análisis. Se puede observar, mediante el código de colores y en esta última figura, que la mayoría del modelo soporta menor tensión que en el periodo de tiempo anterior, esto es lógico, ya que anteriormente aún quedaban partes sin comprimir y por tanto aún ofrecían resistencia al aplastamiento.

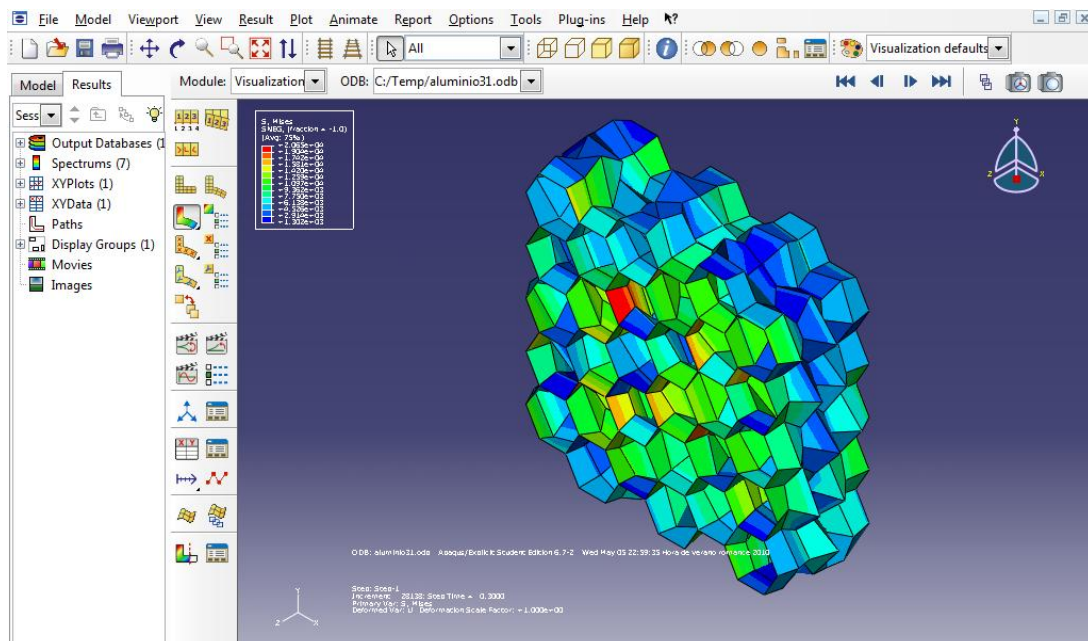


Figura. 5.19. Aplastamiento del núcleo al finalizar el proceso.

Después de la visualización del aplastamiento del núcleo de aluminio, se pasa a la obtención de la carga máxima soportada por el mismo durante esta fase. Estos resultados se puede observar en la siguiente figura.

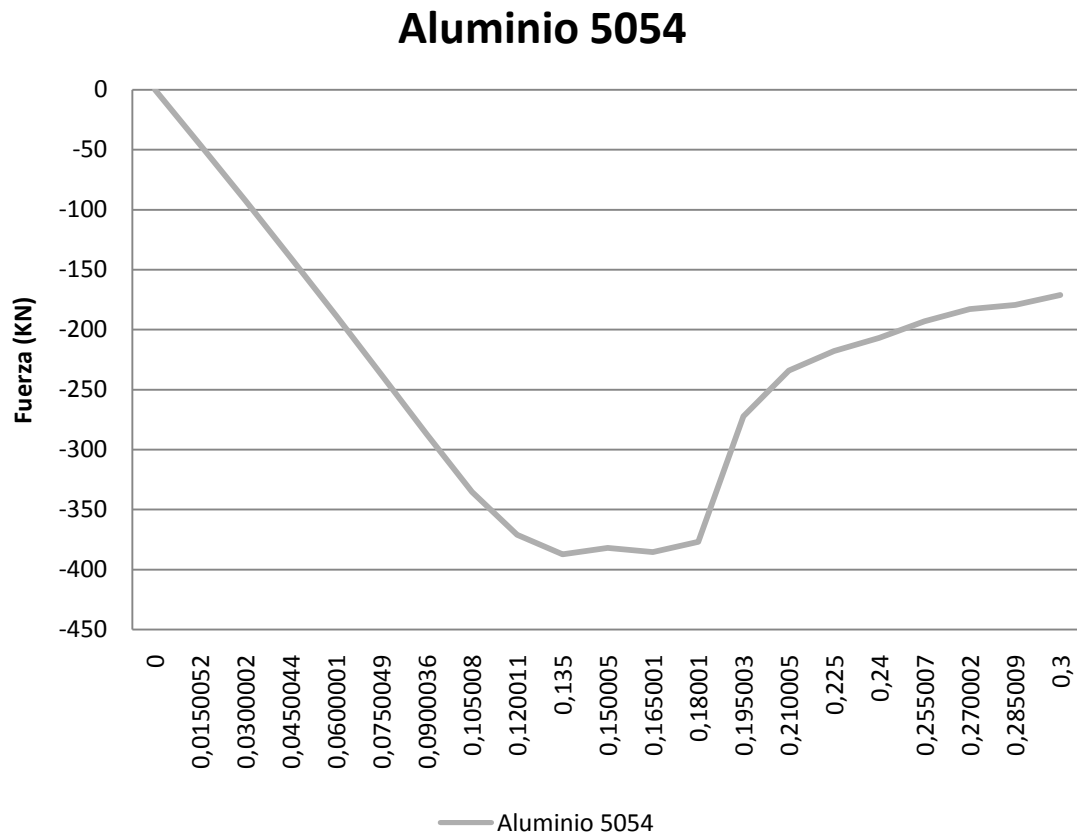


Figura. 5.20. Curva Fuerza-tiempo para el núcleo de aluminio 5054.

Según se observa en la figura anterior, la fuerza máxima que resiste este núcleo del aluminio es de aproximadamente 360000 N. Por otro lado la fuerza media (P_m), es de unos 250000 N.

En un primer momento, se observa la gran diferencia entre las dos fuerzas medias obtenidas mediante el modelo numérico y analítico. Lo mismo ocurre con las fuerzas máximas.

Al igual que para el caso anterior, se presentará posteriormente un resumen de todos los resultados obtenidos.

5.2.2.4. Resumen de Resultados.

Al igual que se hizo para el caso anterior, se presentará una tabla que contenga, a modo de resumen, los resultados obtenidos tanto para la fuerza máxima como para la fuerza media, para cada uno de los modelos estudiados.

	FUERZA MÁXIMA (Pmax)	FUERZA MEDIA (Pm)	RESIST. MAX. (σ_m)	RES. MEDIA (σ_m)
MODELO DE WIERZBICKI	-	1540,32 N	-	3,294 N/mm ²
MODELO DE PANDEO	28719,1 N	-	61,41 N/mm ²	
MODELO NUMÉRICO	360000 N	210000 N	-	-

Tabla. 5.4. Resumen de resultados para el aluminio 5054.

5.2.3. Nomex®.

Por último, se analizará un núcleo de nido de abeja de Nomex®. Los datos de esta estructura han sido proporcionados por el tutor de este proyecto, tanto los datos geométricos como los resultados experimentales obtenidos al aplastar este elemento en la máquina de ensayo.

A modo informativo se puede observar en la siguiente figura un núcleo típico de Nomex®.

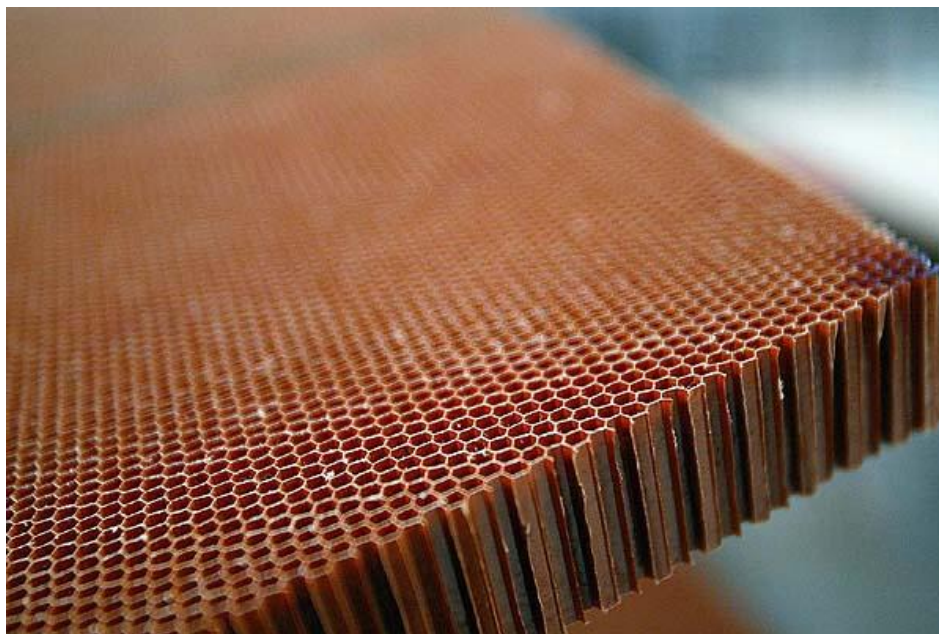


Figura. 5.21. Típico núcleo de Nomex®.

Se puede observar a continuación una tabla que recoge los datos más importantes de este núcleo, y que posteriormente serán de gran utilidad para los distintos cálculos.

Nomex®	
Densidad aparente	46,3 kg/m ³
Tamaño de Celda	3,175 mm
Espesor de Pared (h)	0.05 mm
Ancho	22,924 mm
Largo	23,236 mm
Espesor del Núcleo (H)	10 mm
Numero de Celdas	41 celdas
Nº de Paredes Simples	100 paredes
Nº de Paredes Dobles	50 paredes
Longitud de pared (D)	1,835 mm
Rigidez del material (E)	4 GPa
Limite de Fluencia (σ_0)	28 Mpa

Tabla. 5.5. Datos del Núcleo de Nomex®.

De la misma forma que se ha hecho para los casos estudiados anteriormente, se aplicará a este caso, los distintos modelos planteados en este documento, siguiendo el mismo procedimiento nombrado.

Al igual que para los anteriores casos, todos los datos han sido directamente facilitados, salvo la longitud de la pared de la celdilla que se ha obtenido como sigue:

$$\cos 60 = \frac{\text{tamaño de celda}/2}{l} \quad (5.17)$$

Despejando (l) de la anterior expresión resulta:

$$l = \frac{\text{tamaño de celda}/2}{\cos 60} \quad (5.18)$$

Tomando los datos de la Tabla. 5.5, se obtiene finalmente el valor de la longitud del lado de la celdilla.

$$l = \frac{\text{tamaño de celda}/2}{\cos 60} = \frac{3,175/2}{\sqrt{3}/2} = \frac{3,175}{\sqrt{3}} = 1,835 \text{ mm} \quad (5.19)$$

5.2.3.1. Modelo Analítico de Wierzbicki.

Al igual que para los dos casos analizados anteriormente, se aplica la ecuación (3.32), obtenida en el Capítulo. 3.1. Se recuerda que esta expresión se utilizaba para obtener el valor de la fuerza media (P_m) que soporta un núcleo de nido de abeja hexagonal, tras el fallo de la estructura.

Ahora simplemente, se sustituirán los datos expuestos en la Tabla. 5.5, en la mencionada ecuación, tal y como se hizo en el caso anterior.

$$P_m = 8.61 \cdot \sigma_0 \cdot h^{5/3} \cdot D^{1/3} = 8.61 \cdot 2,3 \cdot 10^6 \cdot (0,05 \cdot 10^{-3})^{5/3} \cdot (3,175 \cdot 10^3)^{1/3} \quad (5.20)$$

Calculando resulta:

$$P_m = 2 \text{ N} \quad (5.21)$$

De nuevo este resultado debe ser multiplicado por el número de nodos, ya que esta ecuación es válida para el cálculo de un único nodo. En este caso este valor es 110 y de este modo se obtiene la resistencia media total de este núcleo.

$$P_{m \text{ total}} = 2 \cdot 110 = 220,317 \text{ N} \quad (5.22)$$

Se tiene de este modo, el valor de la fuerza media resistida por la estructura durante el aplastamiento.

Posteriormente se va a proceder a calcular la resistencia de esta estructura por unidad de superficie.

$$\bar{\sigma}_m = 16,56 \cdot \sigma_0 \cdot \left(\frac{h}{S}\right)^{5/3} = 16,56 \cdot 28 \cdot \left(\frac{0,05}{3,178}\right)^{5/3} = 0,458 \text{ N/mm}^2 \quad (5.23)$$

Este valor, será analizado con más detenimiento en capítulos posteriores y será además comparado con otros resultados obtenidos experimentalmente en distintos ensayos de compresión.

En un primer momento se puede afirmar que el resultado no parece ajustarse a la realidad por ser demasiado bajo. Todo esto se analizará con más detenimiento en capítulos posteriores.

5.2.3.2. Modelo Analítico de Pandeo.

A continuación se pasa al cálculo de la fuerza máxima resistida por el núcleo de Nomex®, objeto de esta parte de estudio. Para ello se aplica la ecuación (3.49) que se obtuvo en el Capítulo. 3.2.

$$\begin{aligned} P_{max} &= \left(\frac{\pi}{H}\right)^2 \cdot E \cdot \frac{1}{16} \cdot D^3 \cdot h \\ &= \left(\frac{\pi}{0,010}\right)^2 \cdot 4 \cdot 10^9 \cdot \frac{1}{16} \cdot (3,175 \cdot 10^{-3})^3 \cdot 0,05 \cdot 10^{-3} \end{aligned} \quad (5.24)$$

$$P_{max} = 7,62 \text{ N}$$

$$P_{max \text{ total}} = 7,62 \cdot 110 = 838,52 \text{ N} \quad (5.25)$$

Una vez obtenida la fuerza máxima resistida por este último caso, se puede afirmar en un primer momento, que al contrario que la fuerza media (P_m), este valor parece ajustarse más a la realidad, por el orden de magnitud obtenido, aunque será después, al compararlo con los demás resultados cuando se puedan sacar conclusiones.

Una vez obtenida la carga máxima se debe proceder al cálculo de la resistencia máxima por unidad de superficie, mediante la ecuación (3.54).

$$\sigma_{max} = \frac{4 \cdot P_{max}}{3 \cdot \sqrt{3} \cdot D^2} = \frac{4 \cdot 838,52}{3 \cdot \sqrt{3} \cdot 1,835^2} = 1,742 \text{ N/mm}^2 \quad (5.26)$$

Se ha obtenido, por tanto la resistencia del mismo por unidad de superficie máxima que puede soportar el núcleo de nido de abeja de Nomex®, según el modelo analítico de pandeo.

5.2.3.3. Modelo Numérico.

Ahora se procederá a la aplicación del modelo numérico para este tercer caso, en el que el núcleo pasa a ser del material Nomex®. Sin embargo, los pasos que se seguirán para ello serán muy similares a los descritos para los dos modelos anteriores.

La altura del núcleo seleccionado ha sido de 10 mm. El material en este caso es bastante distinto a los planteados en los casos anteriores y por tanto las propiedades difieren, la densidad es de $1,2 \cdot 10^{-3}$.

También se deben definir, dentro de las propiedades mecánicas, las elásticas. En este caso el tipo de material ya no será isotrópico, tal y como lo era en los anteriores modelos; para el Nomex® se elegirá la opción “Lamina”, ya que se considera que se adapta mejor a las características propias del material.

Al elegir la mencionada opción, se deben definir más parámetros que para los casos anteriores, ya que deben definirse las propiedades en las distintas direcciones planteadas. Los valores seleccionados, se pueden observar en la siguiente tabla.

Propiedad Elástica	Dirección	ABAQUS	Valor
Módulo de elasticidad	x	E1	4000 MPa
Módulo de elasticidad	y	E2	4000 MPa
Coeficiente de Poisson	xy	Nu12	0,31
Módulo de Cortadura	xy	G12	160 MPa
Módulo de Cortadura	xz	G13	160 MPa
Módulo de Cortadura	yz	G23	160 MPa

Tabla. 5.6. Propiedades del Nomex® definidas en ABAQUS.

El tiempo que se ha elegido para la obtención de resultados ha sido de 0,2 segundos, es decir cuanto haya pasado este periodo de tiempo ABAQUS finalizará el análisis y por tanto parará el proceso de aplastamiento del núcleo.

El desplazamiento que se ha elegido ha sido de 4 mm (Figura. 5.23) ya que el núcleo es de solo 10 mm de espesor. Se considera, que este valor es el adecuado para conseguir los resultados que se desean.

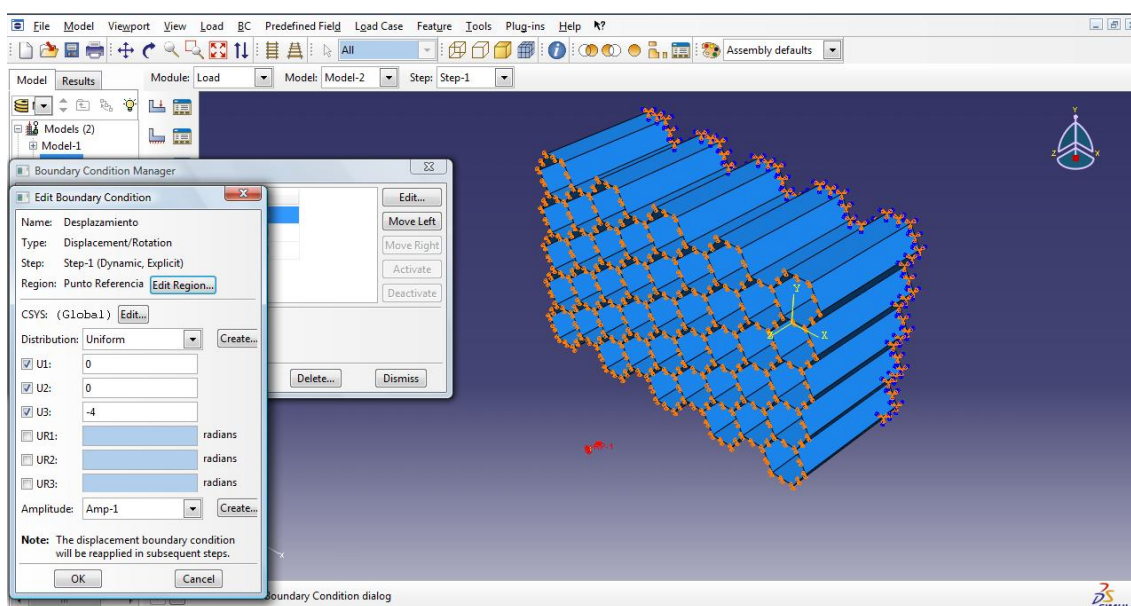


Figura. 5.22. Definición del Desplazamiento.

Como se ha podido ver en la figura anterior, el desplazamiento ha sido aplicado en el punto de referencia, aunque debido a la relación planteada en el módulo anterior, la parte superior del núcleo se verá afectado de la misma forma.

A continuación hay que aplicar a la parte inferior del núcleo un empotramiento, para que no se produzcan movimientos en ninguna dirección durante el proceso de aplastamiento del mismo.

En cuanto al mallado, se ha elegido una separación entre nodos de 1,6 mm. El resultado final se puede ver en la Figura. 5.23.

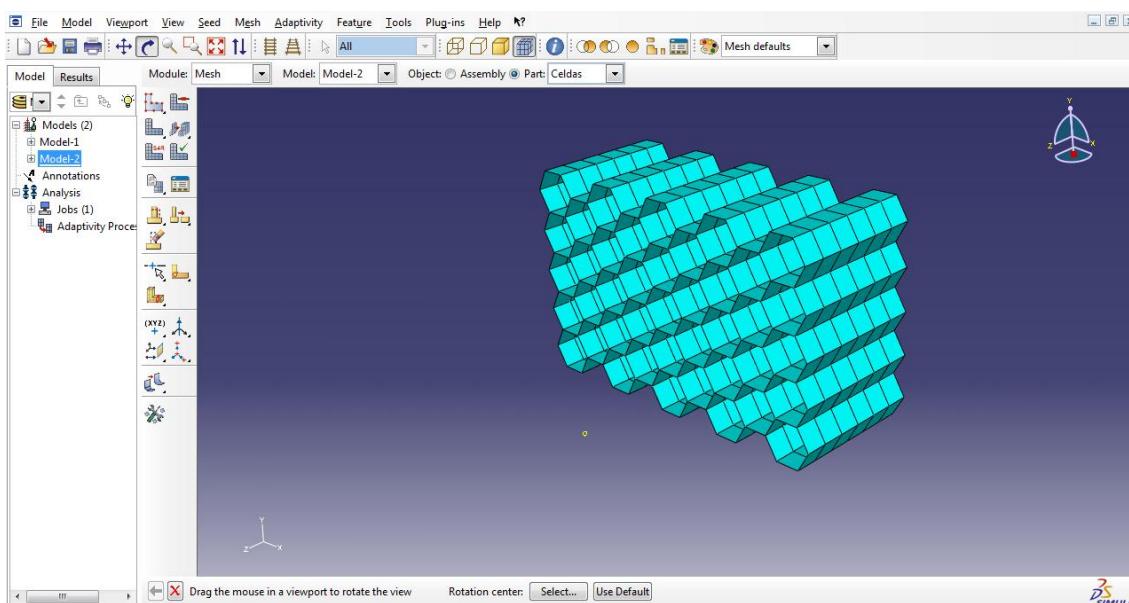


Figura. 5.23. Mallado final del núcleo de Nomex®.

De nuevo, se debe desplazar uno de los nodos de la estructura, con el objetivo de adaptar lo más posible el modelo a la realidad.

La distancia que se ha desplazado uno de los nodos de la estructura ha sido 0,5 mm y el resultado puede verse en la siguiente figura.

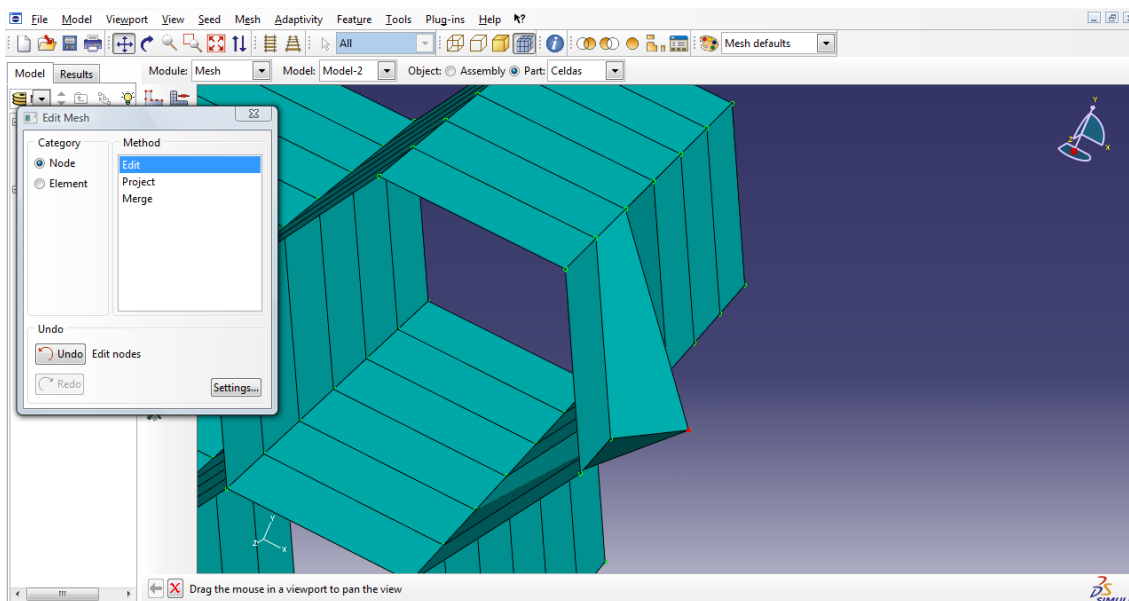


Figura. 5.24. Desplazamiento de uno de los nodos.

Una vez finalizado en análisis, se procederá a presentar los resultados tal y como se hizo para los dos casos anteriores.

Primeramente se pueden observar tres figuras, donde se muestra el núcleo en distintas fases del proceso de compresión. En la primera (Figura. 5.25) la estructura aún no ha sufrido ningún tipo de desplazamiento; en la segunda (Figura. 5.26) se presenta el modelo en una fase intermedia mientras que en la última (Figura. 5.27), se ve el resultado final.

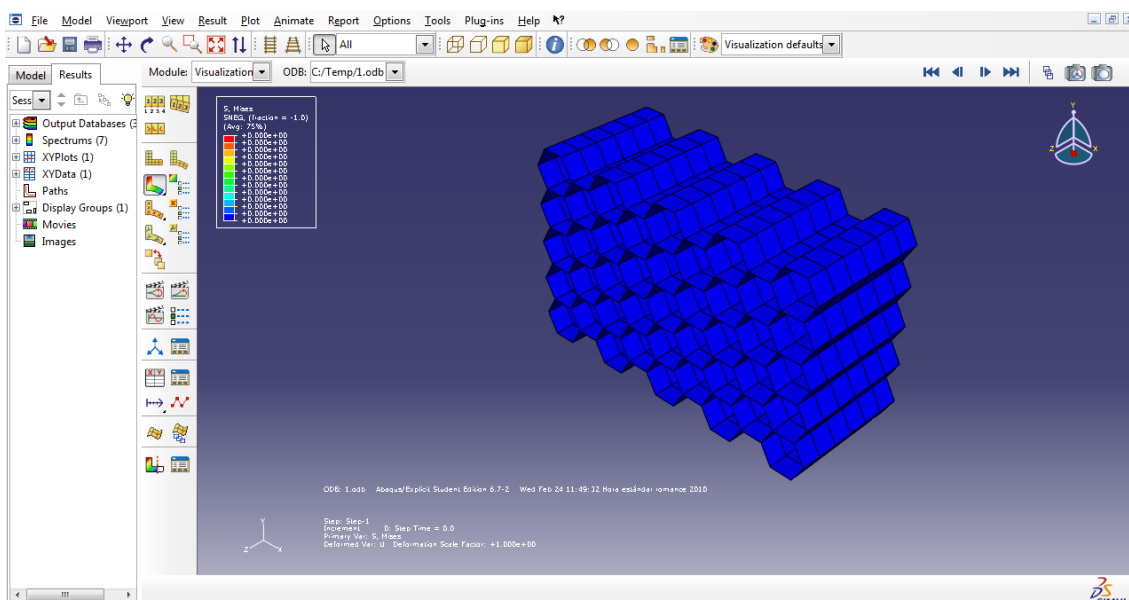


Figura. 5.25. Fase inicial de la compresión.

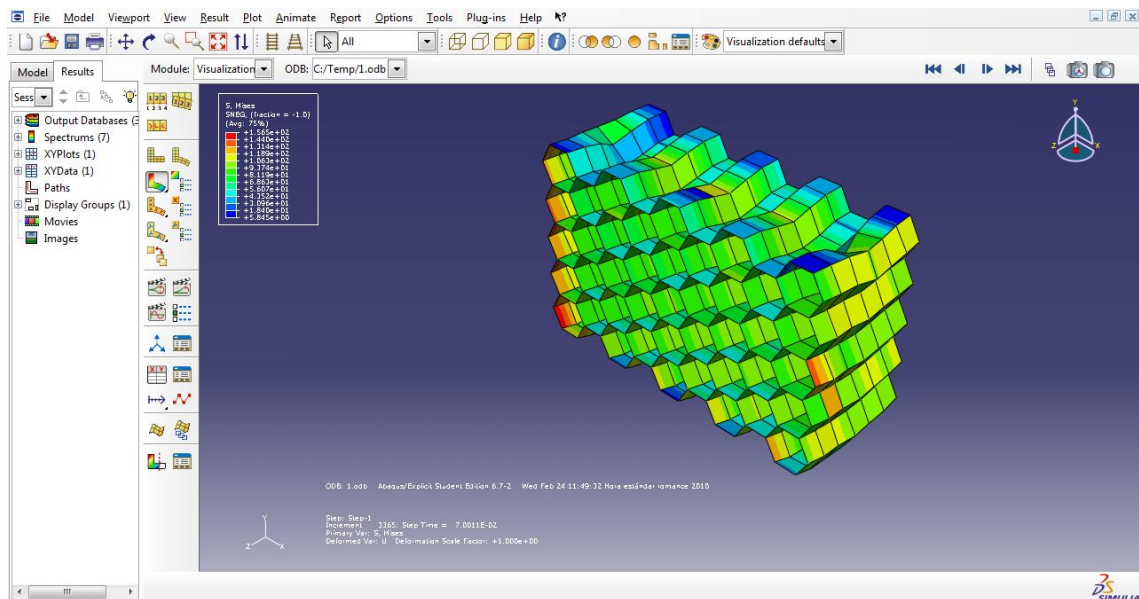


Figura. 5.26. Fase intermedia del proceso de aplastamiento.

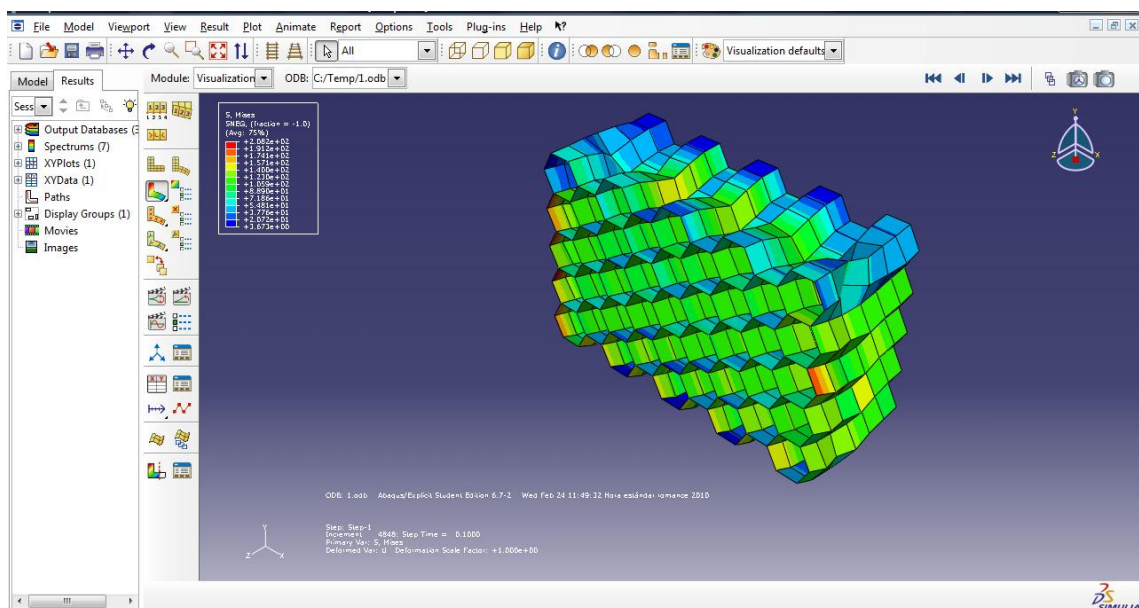


Figura. 5.27. Fase final de la compresión.

Por último, en la siguiente figura, se presenta una gráfica donde se puede observar tanto la fuerza máxima (P_{max}), como la fuerza media (P_m), que resiste esta estructura.

En este caso se ve, que la fuerza máxima alcanza un valor aproximado de 1400 N, mientras que la fuerza media resulta ser unos 800 N.

De nuevo, se presentará posteriormente una tabla donde se recopilen todos los datos, obtenidos a modo de resumen.

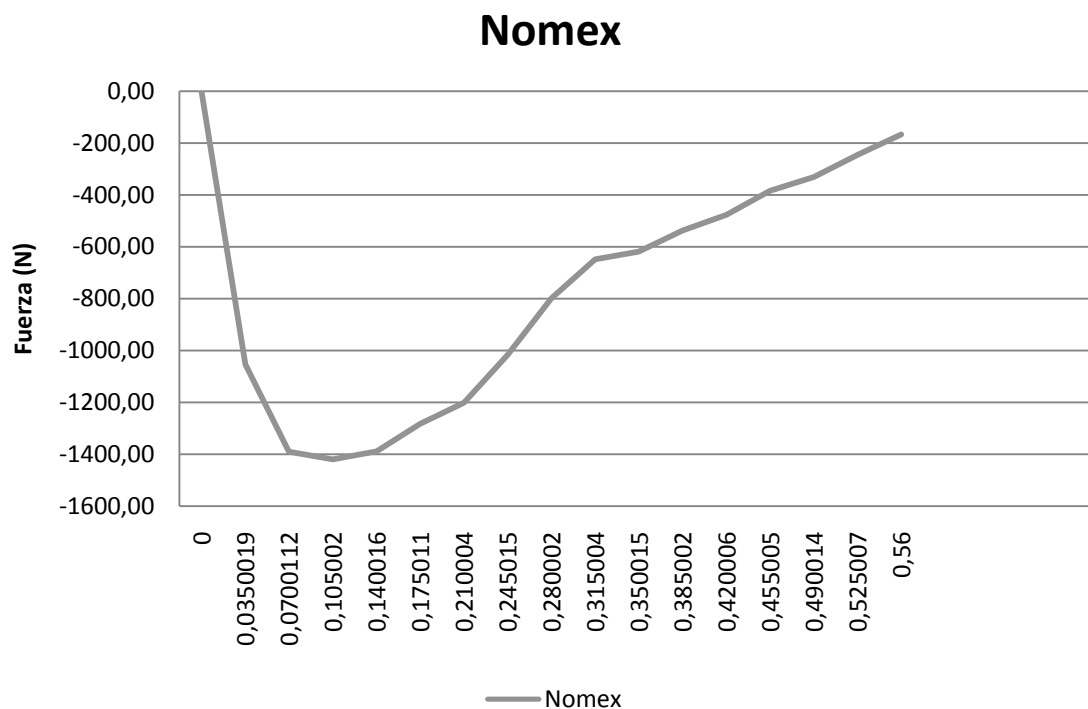


Figura. 5.28. Curva Fuerza-tiempo para el núcleo de Nomex®.

5.2.3.4. Resumen de resultados.

A continuación, se puede observar una tabla que muestra los valores obtenidos tanto para la fuerza máxima (Pmax), como para la fuerza media (Pm) resistida por el núcleo, mediante los distintos modelos tanto analíticos, como numéricos planteados en este proyecto.

	FUERZA MÁXIMA (Pmax)	FUERZA MEDIA (Pm)	RESIST. MAX. (σm)	RES. MEDIA (σm)
MODELO DE WIERZBICKI	-	15,737 N	-	0,458 N/mm ²
MODELO DE PANDEO	838,52 N	-	1,742 N/mm ²	
MODELO NUMÉRICO	1400 N	800 N	-	-

Tabla. 5.7. Resumen de resultados para el aluminio 5054.

En un primer momento se puede decir que para este último caso, los resultados tanto de la fuerza media como de la de máxima, no coinciden para los distintos modelos planteados, ya que aunque el orden de magnitud sea similar, hay una cierta diferencia en el valor final.

Capítulo. 6. Análisis de Resultados.

6.1. Introducción.

En el capítulo anterior se han obtenido los resultados, tras la aplicación de los distintos modelos tanto numéricos como analíticos planteados en este documento.

Tras el proceso de cálculo se debe pasar a un último punto, donde se presenten y se analicen los resultados, además de ser comparados con los obtenidos de forma experimental para estas mismas estructuras.

Cabe recordar en este punto, que tanto los datos geométricos como las propiedades mecánicas de los núcleos de nido de abeja analizados han sido extraídos de la bibliografía mostrada en la parte final del documento. A excepción del caso de Nomex®, cuyos datos han sido aportados por el Tutor de este Proyecto.

6.2. Aluminio 5052.

El primer caso analizado ha sido el del aluminio aleación 5052, cuyos datos se recuerda que han sido obtenidos del artículo: *“Numerical modelling of honeycomb core crush behaviour”* de Levent Aktay, Alastair F. Johnson, Bernd-H. Kröplin^[8].

En este mismo documento también se pueden extraer los distintos resultados experimentales obtenidos tras someter a la estructura de nido de abeja a un ensayo de compresión, tal y como se muestra en la siguiente figura.

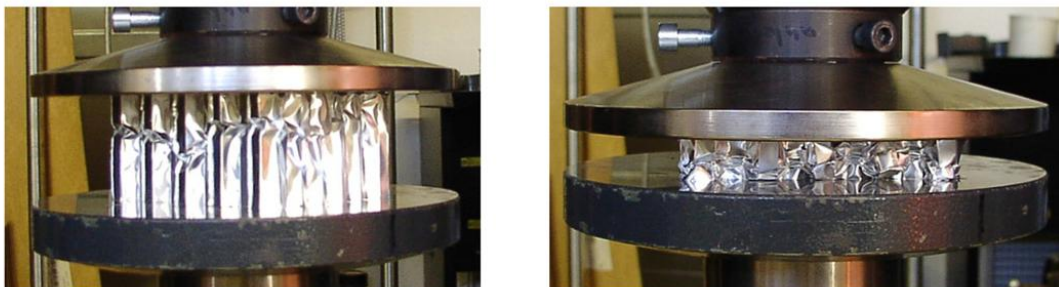


Figura. 6.1. Ensayo de compresión de un núcleo de nido de abeja de aluminio^[8].

A continuación, en la Figura. 6.2, se pueden ver los distintos resultados obtenidos tras varios ensayos sometidos en núcleos de nido de abeja de aluminio de idénticas características.

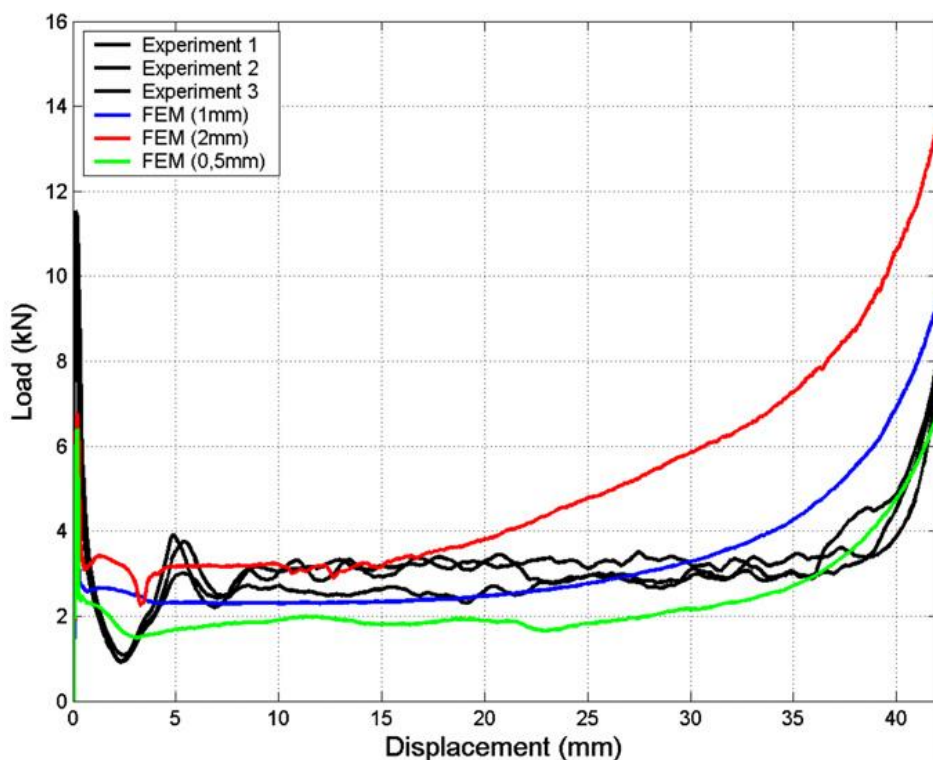


Figura. 6.2. Curva Carga-Desplazamiento obtenida de los resultados experimentales.

A modo de obtener valores únicos para poder compararlos con los resultados calculados en el capítulo anterior se han elegido valores medios aproximados entre los distintos ensayos. Para este caso se han tomado los mostrados en la siguiente tabla:

Fuerza máxima (P_{max})	Fuerza media (P_m)
7500 N	3000 N

Tabla. 6.1. Resultados experimentales medios.

A modo de poder comparar la fuerza por unidad de superficie obtenida en los resultados experimentales, y dado que en los artículos no se facilitan tales resultados, se procederá a su cálculo empleando el método planteado para el modelo analítico de pandeo, tanto para la fuerza media como para la máxima.

$$\sigma_{max} = \frac{4 \cdot P_{max}}{n^{\circ} \text{ nodos} \cdot 3 \cdot \sqrt{3} \cdot D^2} = \frac{4 \cdot 7500}{130 \cdot 3 \cdot \sqrt{3} \cdot 7,794^2} = 0,7798 \text{ N/mm}^2 \quad (6.1)$$

$$\sigma_{med} = \frac{4 \cdot P_{med}}{n^{\circ} \text{ nodos} \cdot 3 \cdot \sqrt{3} \cdot D^2} = \frac{4 \cdot 3000}{130 \cdot 3 \cdot \sqrt{3} \cdot 7,794^2} = 0,2924 \text{ N/mm}^2 \quad (6.2)$$

Se repetirá el mismo procedimiento para los resultados obtenidos del modelo numérico.

$$\sigma_{max} = \frac{4 \cdot P_{max}}{n^{\circ} \text{ nodos} \cdot 3 \cdot \sqrt{3} \cdot D^2} = \frac{4 \cdot 700000}{130 \cdot 3 \cdot \sqrt{3} \cdot 7,794^2} = 68,23 \text{ N/mm}^2 \quad (6.2)$$

$$\sigma_{med} = \frac{4 \cdot P_{med}}{n^{\circ} \text{ nodos} \cdot 3 \cdot \sqrt{3} \cdot D^2} = \frac{4 \cdot 320000}{130 \cdot 3 \cdot \sqrt{3} \cdot 7,794^2} = 31,193 \text{ N/mm}^2 \quad (6.2)$$

Por tanto ya se está en disposición de presentar una tabla, que recopile tanto los resultados teóricos como los experimentales, para poder así poder analizarlos detenidamente.

	FUERZA MÁXIMA (Pmax)	FUERZA MEDIA (Pm)	RESIST. MAX. (σm)	RES. MEDIA (σm)
MODELO DE WIERZBICKI	-	3562 N	-	0,3472 N/mm ²
MODELO DE PANDEO	74420 N	-	7,254 N/mm ²	
MODELO NUMÉRICO	700000 N	320000 N	68,23 N/mm ²	31,193 N/mm ²
EXPERIMENTALES	7500 N	3000 N	0,7798 N/mm ²	0,2924 N/mm ²

Tabla. 6.2. Resumen de todos los resultados para el aluminio 5052.

Analizando en primera instancia la resistencia máxima por unidad de superficie, se puede observar la gran diferencia entre los resultados experimentales y el modelo de pandeo, que es de un orden de magnitud superior. Esto es debido a que el modelo de pandeo está pensando para materiales más frágiles, ya que se tiene en cuenta la inestabilidad a pandeo; por tanto este modelo considera comportamiento frágil y fallo por inestabilidad. Los núcleos de aluminio se comportan de forma opuesta, ya que pandean antes de fallar, es decir el fallo se produce por plastificación y de este lado podría llegar esta gran diferencia en los resultados.

En cuanto al modelo numérico, un factor decisivo para la obtención de buenos resultados es el mallado de la estructura. En este proyecto se ha pretendido obtener un modelo sencillo y de rápida aplicación, que permita dar una idea del orden de magnitud de la resistencia de un núcleo de nido de abeja. Por este motivo el mallado no ha sido fino, ya que de esa forma la obtención de los resultados se retrasaría, por el gran volumen de cálculos que debe realizar el ordenador.

Además hay que sumarle a ello, el hecho de que ABAQUS no considera la ductilidad de la estructura, tiene en cuenta, al igual que el modelo de pandeo, el fallo por inestabilidad y no por fluencia plástica.

Por todo ello tanto los resultados para la resistencia máxima, como para la media, son muy superiores a los reales, obtenidos de forma experimental.

Por otro lado, y en cuanto a la resistencia media, el modelo propuesto por Wierzbicki, y pensando en primera instancia para estructuras de nido de abeja hexagonales de aluminio; aporta resultados más que satisfactorios, comparándolo con los resultados experimentales. Esto es debido a que este modelo se basa en el fallo por fluencia plástica del aluminio. Por tanto en un primer momento se podría decir que se trata de una solución válida.

6.3. Aluminio 5054.

En este segundo caso, los datos tanto geométricos, como las propiedades mecánicas, han sido obtenidos del artículo: “Experimental analysis and modeling of the crushing of honeycomb cores” de Y. Aminanda, B. Castanié, J.-J. Barrau and P. Thevenet ^[21].

Aparte de los valores nombrados anteriormente, también se han obtenido los resultados de los distintos ensayos de compresión realizados en el nombrado artículo.

En la siguiente figura, podemos ver la curva Fuerza-desplazamiento obtenida tras estos experimentos.

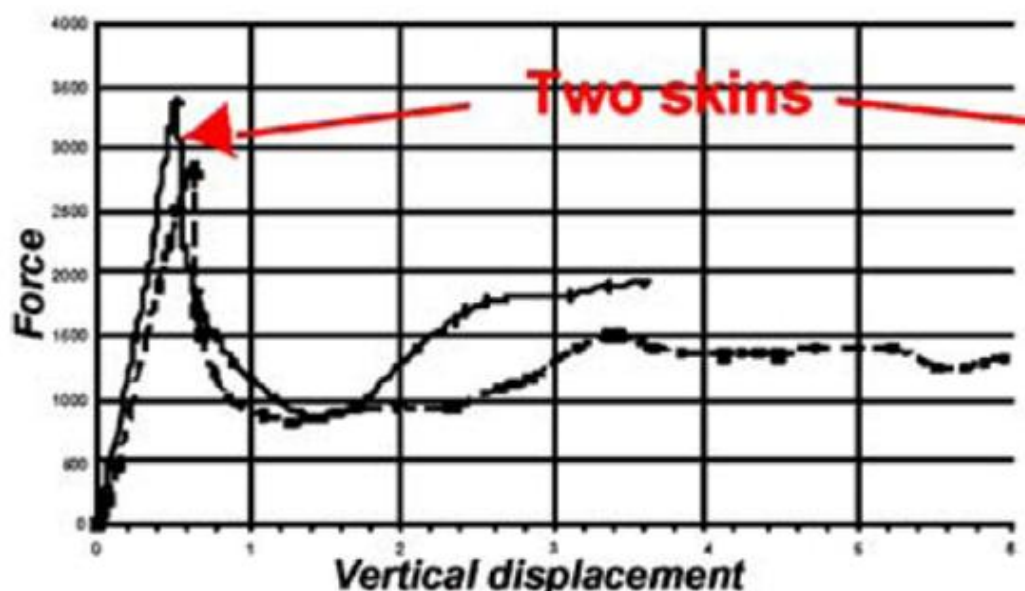


Figura. 6.3. Curva Fuerza-Desplazamiento para el aluminio 5054.

De la misma forma que se hizo en el caso anterior se extraen de la anterior figura los valores aproximados, tanto para la fuerza máxima, como para la fuerza media. Los resultados finalmente seleccionados se presentan en la siguiente tabla.

Fuerza máxima (P_{max})	Fuerza media (P_m)
2800 N	1400 N

Tabla. 6.3. Resultados experimentales para el aluminio 5054.

De nuevo se debe calcular la resistencia por unidad de superficie para el modelo numérico con el fin de poder comparar los resultados obtenidos en los demás modelos.

$$\sigma_{max} = \frac{4 \cdot P_{max}}{n^{\circ} \text{ nodos} \cdot 3 \cdot \sqrt{3} \cdot D^2} = \frac{4 \cdot 360000}{30 \cdot 3 \cdot \sqrt{3} \cdot 3,464^2} = 769,84 \text{ N/mm}^2 \quad (6.5)$$

$$\sigma_{med} = \frac{4 \cdot P_{med}}{n^{\circ} \text{ nodos} \cdot 3 \cdot \sqrt{3} \cdot D^2} = \frac{4 \cdot 210000}{30 \cdot 3 \cdot \sqrt{3} \cdot 3,464^2} = 449,07 \text{ N/mm}^2 \quad (6.6)$$

Se repetirá posteriormente el mismo procedimiento para los datos experimentales.

$$\sigma_{max} = \frac{4 \cdot P_{max}}{n^{\circ} \text{ nodos} \cdot 3 \cdot \sqrt{3} \cdot D^2} = \frac{4 \cdot 2800}{30 \cdot 3 \cdot \sqrt{3} \cdot 3,464^2} = 5,987 \text{ N/mm}^2 \quad (6.5)$$

$$\sigma_{med} = \frac{4 \cdot P_{med}}{n^{\circ} \text{ nodos} \cdot 3 \cdot \sqrt{3} \cdot D^2} = \frac{4 \cdot 1400}{30 \cdot 3 \cdot \sqrt{3} \cdot 3,464^2} = 2,99 \text{ N/mm}^2 \quad (6.6)$$

Una vez recogidos los datos experimentales y del modelo numérico, se puede proceder a recopilar todos los resultados obtenidos tanto en los cálculos teóricos, como en el modelo numérico. Todos ellos quedan recogidos en la siguiente tabla, de modo que se pueda facilitar su posterior análisis comparativo.

	FUERZA MÁXIMA (P_{max})	FUERZA MEDIA (P_m)	RESIST. MAX. (σ_m)	RES. MEDIA (σ_m)
MODELO DE WIERZBICKI	-	1540,32 N	-	3,294 N/mm ²
MODELO DE PANDEO	28719,1 N	-	61,41 N/mm ²	
MODELO NUMÉRICO	360000 N	210000 N	769,84 N/mm ²	449,07 N/mm ²
EXPERIMENTALES	2800 N	1400 N	5,987 N/mm ²	2,99 N/mm ²

Tabla. 6.4. Resumen de todos los resultados para el aluminio 5054.

Debido a que el material de este caso presenta prácticamente las mismas propiedades, el análisis para los resultados obtenidos es bastante similar, ya que son coherentes con los obtenidos en el apartado anterior.

En cuanto a la resistencia máxima por unidad de superficie, se ve de nuevo, la enorme diferencia entre los resultados reales y los obtenidos por los distintos métodos. El motivo, es la consideración de fallo por inestabilidad por pandeo, por medio tanto del modelo numérico como del de pandeo, lo que hace que se eleve el valor de esta resistencia. Los núcleos de aluminio fallan, por otro lado, plásticamente.

Como se ha dicho anteriormente, el mallado es importante desde el punto de vista de la precisión de los resultados y en estos casos no se ha seleccionado uno demasiado fino, debido a lo que se desea, que no es más que una solución que dé rápidos resultados.

En cambio, el modelo de Wierzbicki, debido a que se basa en la plastificación del núcleo, aporta, de nuevo, unos resultados muy buenos para la fuerza media, comparándolos con los experimentales. Se observa en la tabla que ambas soluciones son prácticamente iguales, demostrando la validez de este modelo en estos núcleos.

6.4. Nomex®.

El último caso estudiado es el del núcleo de nido de abeja fabricado de Nomex®. Tal y como se dijo anteriormente, tanto los datos geométricos, las propiedades mecánicas, y así como los resultados experimentales, tras realizar ensayos de compresión, fueron facilitados por el tutor de este proyecto.

Estos resultados experimentales, se pueden ver resumidos en la siguiente tabla, donde se muestra la carga máxima y media soportada por dicha estructura durante el experimento.

Fuerza máxima (P_{max})	Fuerza media (P_m)
1154 N	885 N

Tabla. 6.5. Resultados experimentales para el Nomex®.

Al igual que se hizo para los casos anteriores, se calcularán las resistencias por unidad de superficie para los resultados obtenidos en ABAQUS.

$$\sigma_{max} = \frac{4 \cdot P_{max}}{n^{\circ} \text{ nodos} \cdot 3 \cdot \sqrt{3} \cdot D^2} = \frac{4 \cdot 1400}{110 \cdot 3 \cdot \sqrt{3} \cdot 1,835^2} = 2,90 \text{ N/mm}^2 \quad (6.5)$$

$$\sigma_{med} = \frac{4 \cdot P_{med}}{n^{\circ} \text{ nodos} \cdot 3 \cdot \sqrt{3} \cdot D^2} = \frac{4 \cdot 800}{110 \cdot 3 \cdot \sqrt{3} \cdot 1,835^2} = 1,672 \text{ N/mm}^2 \quad (6.6)$$

Se repetirá posteriormente el mismo procedimiento para los datos experimentales.

$$\sigma_{max} = \frac{4 \cdot P_{max}}{n^{\circ} \text{ nodos} \cdot 3 \cdot \sqrt{3} \cdot D^2} = \frac{4 \cdot 1154}{30 \cdot 3 \cdot \sqrt{3} \cdot 1,835^2} = 2,138 \text{ N/mm}^2 \quad (6.5)$$

$$\sigma_{med} = \frac{4 \cdot P_{med}}{n^{\circ} \text{ nodos} \cdot 3 \cdot \sqrt{3} \cdot D^2} = \frac{4 \cdot 885}{30 \cdot 3 \cdot \sqrt{3} \cdot 1,835^2} = 1,839 \text{ N/mm}^2 \quad (6.6)$$

Por tanto, se tienen ya todos los resultados tanto teóricos como experimentales para la estructura de nido de abeja de Nomex®. Todos ellos quedan recogidos en la siguiente tabla.

	FUERZA MÁXIMA (Pmax)	FUERZA MEDIA (Pm)	RESIST. MAX. (σm)	RES. MEDIA (σm)
MODELO DE WIERZBICKI	-	15,737 N	-	0,458 N/mm ²
MODELO DE PANDEO	838,52 N	-	1,742 N/mm ²	
MODELO NUMÉRICO	1400 N	800 N	2,90 N/mm ²	1,672 N/mm ²
EXPERIMENTALES	1154 N	885 N	2,138 N/mm ²	1,839 N/mm ²

Tabla. 6.6. Resumen de todos los resultados para el Nomex®.

Analizando primeramente los resultados obtenidos para la fuerza máxima, se ve que hay mínimas diferencias entre los valores obtenidos para el modelo numérico y los experimentales. Esto es debido a que ABAQUS, como se ha mencionado anteriormente, considera o tiene en cuenta la inestabilidad por pandeo de la estructura, hecho que encaja a la perfección en este tipo de material.

En cuanto a la diferencia entre valores podría disminuirse ajustando o afinando la malla, pero eso queda fuera de los objetivos de este proyecto.

Lo mismo se podría decir de la fuerza máxima obtenida por el modelo analítico de pandeo, ya que tiene en cuenta las mismas consideraciones del modelo numérico anunciadas anteriormente y por tanto los resultados son del mismo orden de magnitud.

Observando ahora los resultados para la resistencia por unidad de superficie media, se observa que para el modelo numérico, se obtienen de nuevo valores aproximados a los experimentales, debido a lo mencionado en párrafos anteriores.

En cambio, el modelo propuesto por Wierzbicki no aporta buenos resultados, aunque sin alejarse en cuanto al orden de magnitud de los experimentales. El error viene dado por el hecho de que esta solución se basa en la deformación plástica del material en cuestión. Lógicamente esto encaja perfectamente en núcleos de aluminio, pero no en núcleos de Nomex®, al tratarse de un material con un comportamiento más frágil.

Los núcleos de Nomex® presentan inestabilidad a pandeo, mientras que los de aluminio por plastificación, de ahí los resultados obtenidos para los diferentes casos.

Se ha observado en los distintos casos que la resistencia media es aproximadamente la mitad que la máxima, de este modo, conociendo una de las dos, se puede obtener una idea del valor de la otra.

Capítulo. 7. Conclusiones y Trabajos Futuros.

7.1. Conclusiones.

Se ha obtenido, un modelo analítico y otro numérico que permite el cálculo de la resistencia por unidad de superficie de forma rápida para núcleos de nido de abeja de Nomex® y un modelo analítico para el cálculo de la resistencia media de núcleos de aluminio. Estos modelos sencillos, debido a su rapidez de aplicación, aportan soluciones en un breve espacio de tiempo y son capaces de implementarse en sistemas más complejos, cumpliendo las necesidades del sector industrial actual.

Según lo mencionado, las principales conclusiones que se han podido obtener de este proyecto de fin de carrera son las siguientes:

1. Se han analizado diferentes modelos simplificados para el estudio a compresión de paneles de nido de abeja.
2. El modelo analítico planteado por Wierzbicki es útil para su aplicación a núcleos de nido de abeja de aluminio sometidos a cargas en su plano, debido a que se trata de un modelo basado en el fallo por plastificación del material, lo que le hace adecuado en los dos primeros casos analizados.
3. El modelo para el cálculo de la resistencia de Wierzbicki, no es bueno para núcleos de nido de abeja de Nomex®, ya que en este material, el fallo se produce por la inestabilidad por pandeo y no por fluencia plástica.
4. El modelo analítico de pandeo presenta buenas soluciones para núcleos de Nomex®, ya que se trata de un modelo basado en la inestabilidad por pandeo de la estructura.
5. El modelo analítico de pandeo no es bueno para el cálculo de la resistencia de núcleos de nido de abeja de aluminio, debido a que es un modelo pensado para estructuras de materiales frágiles.
6. El modelo numérico es válido para núcleos de Nomex®, por el hecho de que el software seleccionado considera el fallo de la estructura por inestabilidad por pandeo.
7. El modelo numérico no es adecuado para su aplicación a núcleos de nido de abeja de aluminio, ya que al considerar el fallo estructural por inestabilidad por pandeo, no se ajusta al modo de fallo de estas estructuras hexagonales.

7.2. Trabajos Futuros.

A lo largo de la realización del proyecto han surgido ideas interesantes para continuar investigando sobre este tipo de estructuras.

- La construcción de un modelo analítico basándose en la aproximación de las celdas hexagonales a tubos circulares, analizando posteriormente su eficacia.
- Construcción de un modelo analítico basándose en la aproximación de las celdas hexagonales a tubos cuadrados, analizando posteriormente su eficacia.
- Podría realizarse un análisis de cargas aplicadas en núcleos de nido de abeja en otras direcciones, citando como ejemplo las cargas en la dirección perpendicular al plano de la estructura.
- Realizar un estudio analítico y numérico del impacto en núcleos de nido de abeja.
- Estudiar la posible aplicación de los distintos modelos numéricos sencillos planteados en este proyecto a núcleos de nido de abeja de otros materiales.
- Construir un modelo numérico más complejo y con un mallado más fino que pueda ser aplicado a núcleos de nido de abeja de aluminio.

Capítulo. 8. Presupuesto.

Durante este Proyecto se han planteado dos modelos analíticos y un modelo numérico sencillos, para el cálculo de la resistencia a compresión de núcleos de nido de abeja de aluminio y de Nomex®.

Este Proyecto, al tratarse de un proyecto de investigación, presenta únicamente los costes relativos al personal que ha intervenido en su desarrollo y al material empleado durante su proceso.

A continuación, se muestra el presupuesto desglosado del presente Proyecto.

PRESUPUESTO DE PROYECTO

1.- Autor: Aarón Vicente Marqués

2.- Departamento: Estructuras y Medios Continuos.

3.- Descripción del Proyecto: Se ha realizado una modelización analítica y numérica de núcleos de nido de abeja sometidos a compresión.

- Título: Desarrollo de modelos simplificados para el estudio de estructuras de nido de abeja a compresión.
 - Duración (meses): 11
 Tasa de costes Indirectos: 20%

4.- Presupuesto total del Proyecto (valores en Euros):

Euros 41.243,00 €

5.- Desglose presupuestario (costes directos)

PERSONAL

Apellidos y nombre	N.I.F. (no rellenar - solo a título informativo)	Categoría	Dedicación (meses) ^{a)}	(hombres)	Coste hombre mes	Coste (Euro)	Firma de conformidad
Carlos Santiuste Romero		Ingeniero Senior		1	4.289,54	4.289,54	
Aarón Vicente Marqués		Ingeniero		11	2.694,39	29.638,29	
Hombres mes 12						0,00	
Total						33.927,83	

^{a)} 1 Hombre mes = 131,25 horas. Máximo anual de dedicación de 12 hombres mes (1575 horas).
 Máximo anual para PDI de la Universidad Carlos III de Madrid de 8,8 hombres mes (1.155 horas).

EQUIPOS

Descripción	Coste (Euro)	% Uso dedicado proyecto	Dedicación (meses)	Periodo de depreciación	Coste imputable ^{d)}
Ordenador	1.500,00	100	11	36	458,33
		100		60	0,00
					0,00
Total					458,33

^{d)} Fórmula de cálculo de la Amortización:

$$\frac{A}{B} \times C \times D$$

A = nº de meses desde la fecha de facturación en que el equipo es utilizado
 B = periodo de depreciación (60 meses)
 C = coste del equipo (sin IVA)
 D = % del uso que se dedica al proyecto (habitualmente 100%)

SUBCONTRATACIÓN DE TAREAS

Descripción	Empresa	Coste imputable
Total		0,00

OTROS COSTES DIRECTOS DEL PROYECTO^{a)}

Descripción	Empresa	Costes imputable
Total		0,00

^{a)} Este capítulo de gastos incluye todos los gastos no contemplados en los conceptos anteriores, por ejemplo: fungible, viajes y dietas, otros,...

6.- Resumen de costes

Presupuesto Costes Totales	Presupuesto Costes Totales
Personal	33.928
Amortización	458
Subcontratación de tareas	0
Costes de funcionamiento	0
Costes Indirectos	6.877
Total	41.263

El presupuesto total de este proyecto asciende a la cantidad de CUARENTA Y UN MIL DOSCIENTOS SESENTA Y TRES EUROS.

Leganés a 28 de junio de 2010.

El ingeniero proyectista

Fdo. Aarón Vicente Marqués.

Bibliografía.

- [1] Antonio Miravete, "Materiales compuestos" Tomo. 1 y 2.
- [2] William F. Smith, "Introducción a la ciencia e ingeniería de los materiales".
- [3] Donald R. Askeland, "Ciencia e Ingeniería de los materiales".
- [4] William D. Callister, "Introducción a la ciencia e Ingeniería de los materiales".
- [5] M. Zarei Mahmoudabadi, & M. Sadighi, "A Study on Metal Hexagonal Honeycomb Crushing Under Quasi-Static Loading". World Academy of Science, Engineering and Technology 53 2009.
- [6] A.R. Othman, D.C. Barton, "Failure initiation and propagation characteristics of honeycomb sandwich composites". Composite Structures 85 (2008) 126–138.
- [7] F. Meraghni, F. Desrumaux, M.L. Benzeggagh, "Mechanical behaviour of cellular core for structural sandwich panels". Composites: Part A 30 (1999) 767–779.
- [8] Levent Aktay, Alastair F. Johnson, Bernd-H. Kroplin, "Numerical modelling of honeycomb core crush behaviour". Engineering Fracture Mechanics 75 (2008); pp. 2616–2630.
- [9] Wen-Yea Jang, Stelios Kyriakides, "On the crushing of aluminum open-cell foams: Part I. Experiments". International Journal of Solids and Structures 46 (2009) 617–634.
- [10] S.-T. Hong, J. Pan, T. Tyan, P. Prasad, "Quasi-static crush behavior of aluminum honeycomb specimens under compression dominant combined loads". International Journal of Plasticity 22 (2006) 73–109.
- [11] Tomasz Wierzbicki, "Crushing analysis of metal honeycombs". Int. J. Impact. Engng. Vol.I, No.2, pp.157-174, 1983.
- [12] P. Fernández, V. Martínez, M. Valencia, "Aplicaciones de los materiales compuestos de matriz metálica en el sector eléctrico y electrónico".
- [13] Pagina oficial de Airbus, www.airbus.com
- [14] Logismarket News, "Nuevos materiales para construir el futuro".
- [15] Álvaro Olmedo Marcos, "Análisis numérico del comportamiento a compresión de un núcleo de panel de nido de abeja".
- [16] Pagina oficial de DuPont, www.dupont.com
- [17] <http://pdf.nauticexpo.com/pdf/incat/nomex-20367-5902.html>
- [18] Escuela de Ingenierías Industriales, <http://www.eii.uva.es/>
- [19] T. Wierzbicki and W. Abramowicz; "On the Crushing Mechanics of Thin-Walled Structures". J. Appl. Mech. December 1983, Volume 50, Issue 4a, 727.
- [20] R. K. McFarland, "Hexagonal cell structures under post-buckling axial load". AIAA Journal, vol. 1, issue 6, pp. 1380-1385.
- [21] Y. Aminanda, B. Castanié, J.-J. Barrau and P. Thevenet; "Experimental analysis and modeling of the crushing of honeycomb cores". Applied Composite Materials (2005) 12: 213–227.